PASSENGER AIRCRAFT IL-18
TECHNICAL DESCRIPTION
BOOK I
AIRCRAFT CHARACTERISTICS

(Russian Language)

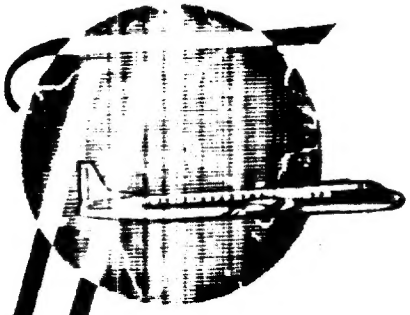
CONFIDENTIAL

BEST COPY

Available

THROUGHOUT

FOLDER



Пассажирский самолет Ил-18

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

Книга I

ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

Государственное
научно-техническое издательство
Оборонгиз
Москва – 1960

 25X1

Книгу составили

Генеральный конструктор самолета *С. В. ИЛЬЮШИН*

и руководитель бригады Технических описаний *Г. А. Мав...*

при участии

Н. П. Столонового, В. М. Шейнина и *И. А. Лыкова*

Иллюстрации выполнили

К. Б. Капустин, Е. С. Чернышов, С. А. Волкова, В. И. Власо...
М. Н. Агалакова и др.

Ответственный редактор *М. М. Кагана*

Техническое описание самолета Ил-18 издается в шести книгах:
Книга I — Характеристики самолета.
Книга II — Планер, бытовое и наземное оборудование.
Книга III — Силовая установка.
Книга IV — Шасси, управление и гидравлика.
Книга V — Электро- и радиооборудование.
Книга VI — Приборное, высотное и противообледенительное оборудование.

Описание составлено применительно к самолетам выпуска первой половины 1960 г. По ранее выпущенным самолетам имеются специальные пояснения в тексте.

Все последующие возможные изменения в конструкции самолета будут периодически освещаться в информационных бюллетенях завода.

Тип. редакцией инж. *Г. М. Бе...оборидко*

CONFIDENTIAL

25X1

CONFIDENTIAL

Approved For Release 2008/03/05 : CIA-RDP78-03066R000300120001-4

25X1

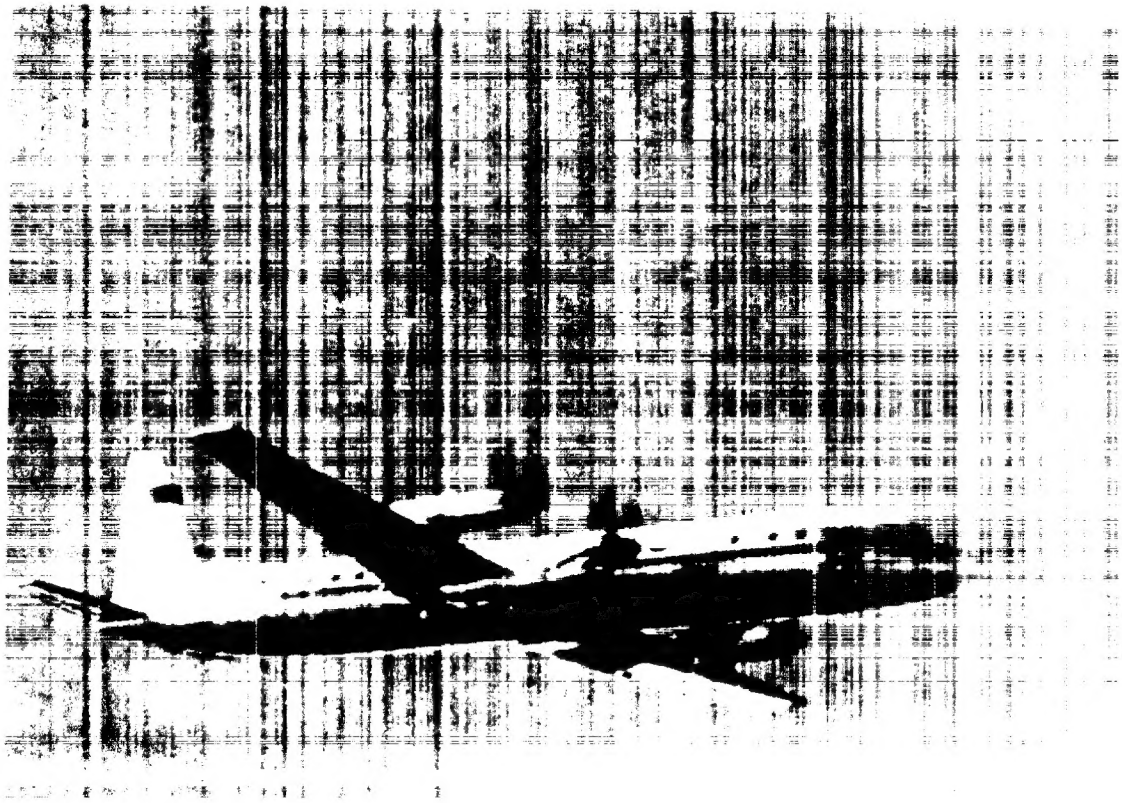
CONFIDENTIAL

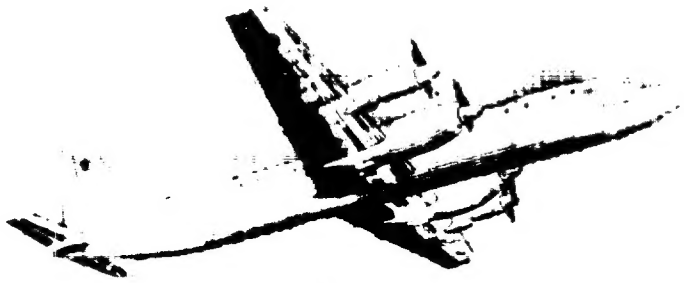
CONFIDENTIAL

25X1

CONFIDENTIAL

CONFIDENTIAL





ГЛАВА I

ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЕТЕ

1. ОБЩАЯ ЧАСТЬ

Новый магистральный пассажирский самолет Ил-18 (фиг. 1, 2, 3, 4 и 5) конструкции С. В. Ильюшина предназначен для массовой эксплуатации.

По схеме Ил-18 представляет собой моноплан с низкорасположенным трапециевидным (в плане) крылом (фиг. 6).

Самолет снабжен четырьмя турбовинтовыми двигателями АИ-20А мощностью по 4000 эквивалентных л. с. каждый. В нем размещаются 73—111 пассажиров.

Ил-18 обладает большой беспосадочной дальностью полета. Он может покрыть без посадки расстояние от Москвы до Иркутска, от Москвы до Дели, т. е. до 5000 км, причем остается еще запас топлива на 1 час полета. Рейсовая скорость полета 625 ÷ 650 км/*час*. Длина разбега при взлете при различных весах самолета от 800 до 1200 м, а пробега при посадке (с торможением винтами двигателей) — всего 600 ÷ 700 м.

При создании Ил-18 были поставлены три основные задачи:

1. Обеспечение безопасности полета.
2. Получение высоких экономических и эксплуатационных показателей.
3. Обеспечение пассажирам всех необходимых удобств во время их пребывания в пути.

Ниже приводятся те мероприятия, с помощью которых решены задачи безопасности, экономичности и комфорта.

БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТА

На Ил-18 безопасность полета обеспечивается целым рядом специально разработанных и выполненных мероприятий. Укажем важнейшие из них.

На самолете применены надежные турбовинтовые двигатели АИ-20А.

Установка четырех двигателей делает безопасным взлет самолета и горизонтальный полет при отказе одного или двух двигателей. Так, в случае остановки одного из двигателей можно продолжать взлет или совершить горизонтальный полет на рабочей высоте [illegible] без снижения. При неисправности двух двигателей горизонтальный полет [illegible] на меньших высотах. Разработаны специальные устройства по автоматическому и электрическому флюгированию винтов на всех режимах полета, что исключает возможность [illegible] отрицательной тяги большой величины на неисправном двигателе.

Проведены противопожарные мероприятия. Топливо удалено возможно дальше от отсека [illegible] кабин — оно вынесено в крылья. В силовых установках все горячие части изолированы от конструкции самолета стенками из жаропрочной [illegible] ли; выхлопные трубы проложены над крылом [illegible] ведены к его задней кромке. [illegible] вентиляции гондол способствует хорошему [illegible] теля.

Кроме того, имеется еще мощная система [illegible] шения с применением высокоэффективного [illegible] сящего состава.

В конструкцию самолета заложены схемы [illegible] вышающие его прочность при длительном воздействии повторных нагрузок. Все наиболее [illegible] ные участки фюзеляжа имеют дублирующие [illegible] вые детали, которые обеспечивают [illegible] «двухъярусную прочность».

Для повышения надежности многие важнейшие навигационные приборы, агрегаты радио[illegible] ного оборудования дублированы.

В носовой части фюзеляжа установлен радиолокатор, предупреждающий летчиков о встречных препятствиях, самолетах и [illegible]. С помощи этого локатора можно также решать [illegible] дельные навигационные задачи.

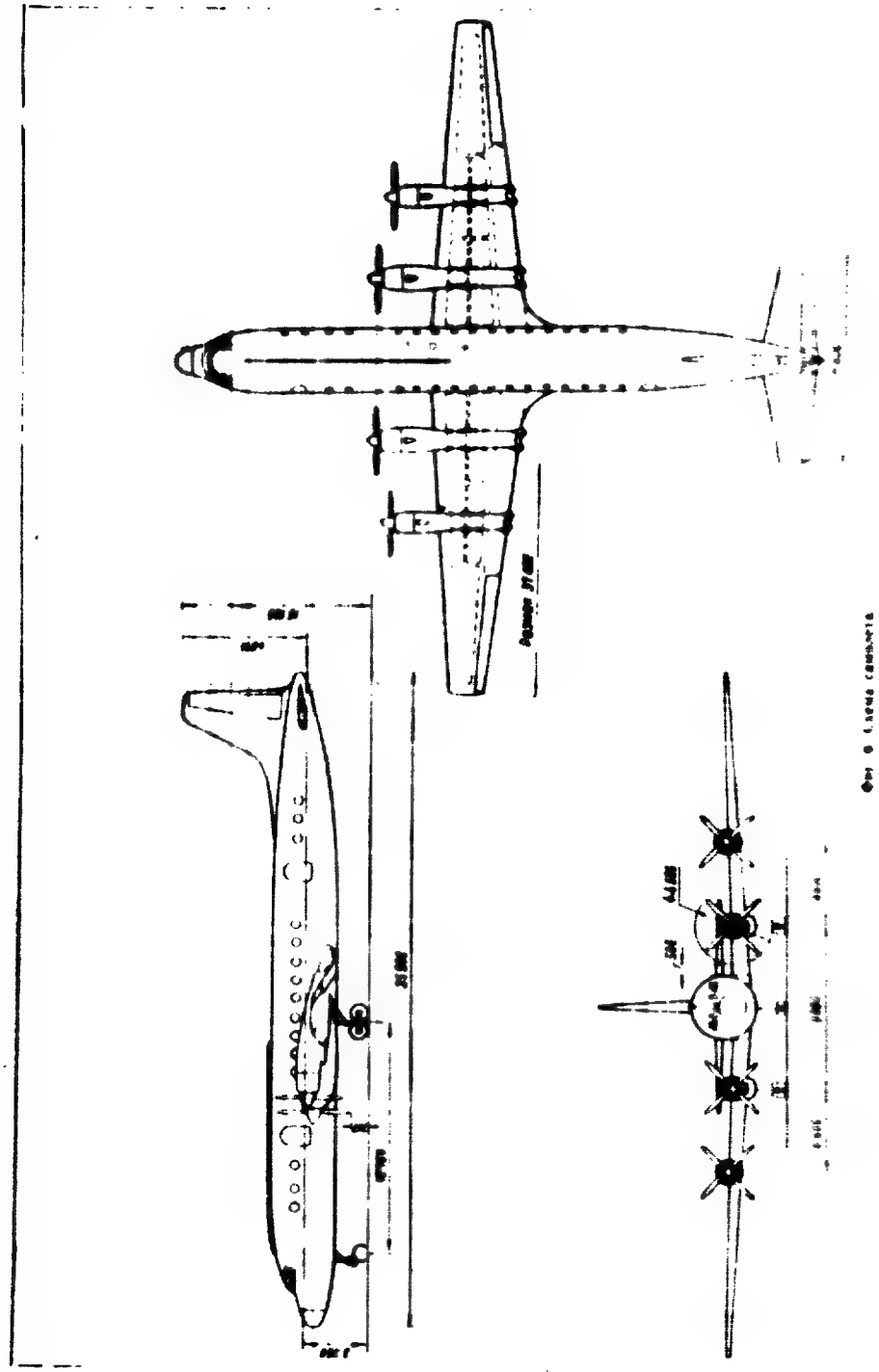
Самолет располагает радиотрассой [illegible] посадки.

В электрооборудовании применена [illegible] гональная система энергоснабжения и четырехпроводное двустороннее питание [illegible]. Такая схема сохраняет работоспособность [illegible] последнего действующего [illegible] энергии.

Надежные и эффективные [illegible] противообледенители [illegible] тий по обеспечению безопасности [illegible]

25X1

CONFIDENTIAL



CONFIDENTIAL

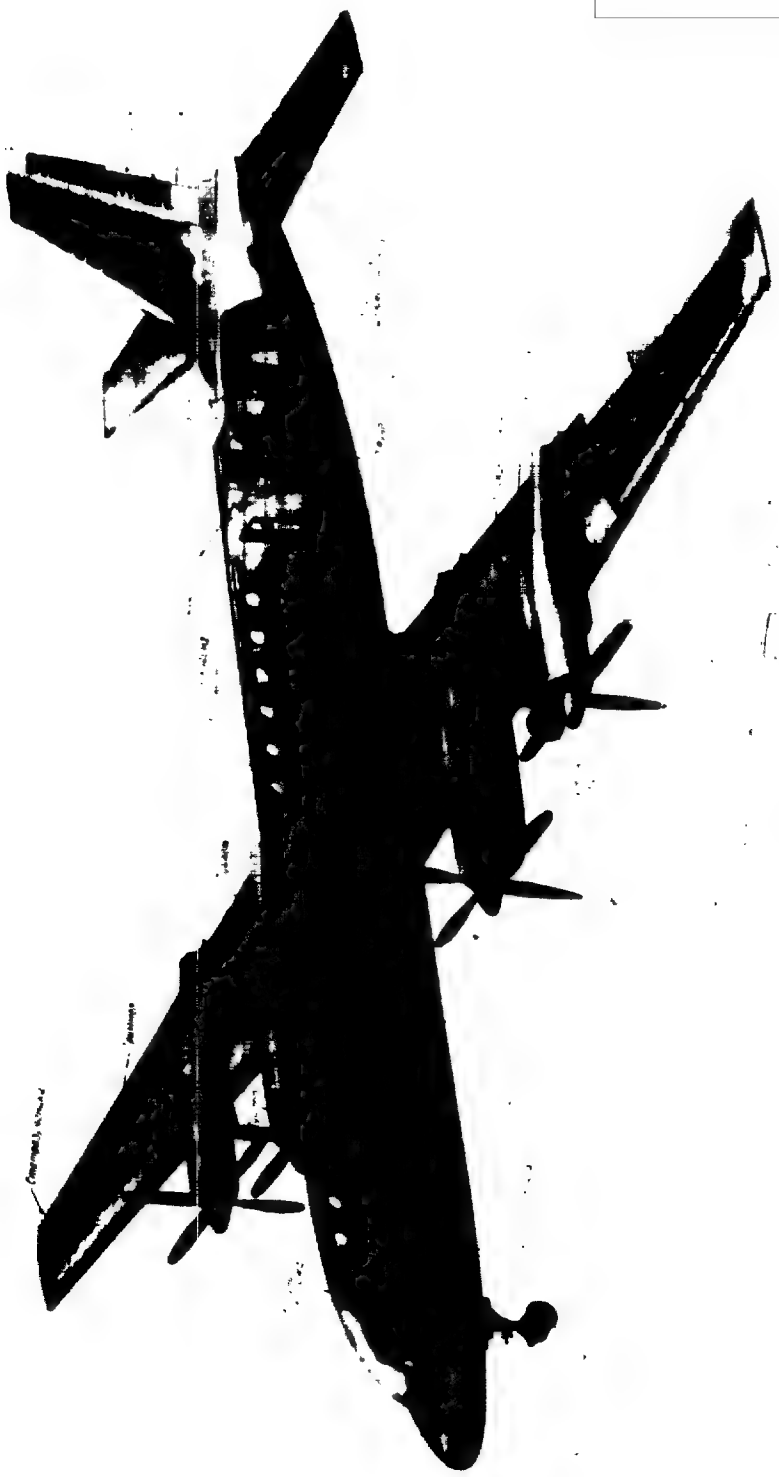
25X1

CONFIDENTIAL

CONFIDENTIAL

25X1

CONFIDENTIAL



Важной особенностью Ил-18 являются относительно небольшие для такого крупного самолета дистанции взлета и посадки. Это позволяет ему в случае неблагоприятной ситуации прервать полет и совершить посадку на промежуточном аэродроме. Кроме того, давление в пневматиках колес шасси Ил-18 сравнительно невысокое, поэтому самолет обладает хорошей проходимостью.

Самолет Ил-18 может эксплуатироваться с большинства аэродромов Аэрофлота.

ЭКОНОМИЧНОСТЬ

Решающим показателем экономичности Ил-18 является большая весовая отдача по полезной нагрузке — до 46% от взлетного веса самолета. Это достигается рациональной компоновочной схемой, наивыгоднейшей для пассажирского самолета данного класса, применением ряда новых материалов, более совершенными методами расчетов и конструирования.

Рейсовая скорость 625÷650 км/час и коммерческая нагрузка до 13 500÷14 000 кг на дальность 2500 км дают высокую экономическую производительность самолета Ил-18.

Прямые эксплуатационные расходы на Ил-18 ниже, чем у аналогичных самолетов. Это объясняется, во-первых, хорошими аэродинамическими данными самолета и характеристиками двигателей, что позволяет получить на крейсерских режимах достаточно экономичные расходы топлива на 1 км пути, во-вторых, — технологичностью конструкции самолета. Поэтому первоначальная стоимость самолета Ил-18 невысока. Кроме того, массовый вход в эксплуатацию Ил-18 не потребует капитальных затрат на переоборудование аэродромов, так как имеющиеся аэродромы можно не иметь использовать для Ил-18.

Сочетание высокой экономической производительности со сравнительно низкими прямыми эксплуатационными расходами делает Ил-18 самолетом передовых экономических характеристик.

КОМФОРТ

В Ил-18 пассажир чувствует себя нормально, так как в самолете создаются условия, близкие к наземным.

Пассажирские места оборудованы мягкими удобными креслами с механизмом отклонения спинки, небольшой пуховой подушкой и пепельницей. В кармане спинки кресла хранится съемный полированный столик, который устанавливается на кронштейнах.

Пассажир имеет возможность воспользоваться индивидуальной вентиляцией и направить на себя струю охлажденного воздуха. Для этого достаточно открыть специальный клапан на щитке под полкой.

В ночное время, когда общее освещение выключается, любой из пассажиров может включить индивидуальную лампочку для чтения.

Отделка кабин и подбор расцветок отделочных материалов сделаны таким образом, что они оказывают благоприятное действие на пассажиров. Чистота воздуха в кабинах поддерживается хорошим отделением стенок фюзеляжа, поглощающим [illegible] двигателей.

В кабинах самолета при помощи системы кондиционирования воздуха создается искусственный «климат». Температура воздуха во время полета на любой высоте и в любое время года поддерживается около 20°. Влажность доводится до комфортной нормы — не ниже 40%.

Давление в кабинах до высоты полета 5200 м равно наземному. С дальнейшим подъемом на высоту оно изменяется по определенному закону. На высоте полета 8000 м оно соответствует давлению на высоте 1500 м над уровнем моря, а на высоте полета 10 000 м давление в кабине соответствует давлению на высоте 2400 м.

В полете пассажиру предлагается обед, завтрак или ужин в зависимости от времени дня. Кроме этого в любое время пассажир через бортпроводника может потребовать прохладительные напитки, чай, кофе, вина, фрукты.

Имеется буфет-кухня с соответствующим оборудованием.

К услугам пассажиров — гардеробы, багажники и хорошо оборудованные туалетные комнаты.

2. КОНСТРУКЦИЯ САМОЛЕТА

ФЮЗЕЛЯЖ

Фюзеляж — типа полумонокок (фиг. 7), клепаный из дуралюмина марки Д16А-Т. Это высокопрочный материал, хорошо изученный и проверенный при длительной эксплуатации. Он обладает высокими показателями при повторных нагрузках. Для машины, рассчитанной на многие годы интенсивной эксплуатации, какой является Ил-18, такие свойства Д16А-Т весьма ценны.

Каркас фюзеляжа Ил-18 состоит из 76 штампованных шпангоутов, частого стрингерного набора из прессованных профилей и обшивки. Обшивка в основном имеет толщину 1,5÷1,8 мм.

Все кабины самолета и два багажно-грузовых отделения расположены в герметической части фюзеляжа. Они образуют так называемую «герметическую кабину». Хвостовая часть фюзеляжа, на которой установлено хвостовое оперение, и находящееся заднее багажно-грузовое отделение не герметизированы.

В наиболее ответственных местах герметической кабины — у вырезов для дверей, грузового люка и аварийных выходов, в стыке с хвостовой частью фюзеляжа — конструкция выполнена по системе «двухъярусной прочности», что означает, что усилены дублирующие силовые элементы.

Окна имеют по два стекла, причем в случае разрушения одного из них второе стекло в состоянии выдержать полное давление.

Кабина экипажа отделена от остальных кабин герметичной перегородкой, которая предохраняет в случай аварийного падения давления (при посадке и т. д.) в кабине экипажа.

Стыки обшивки выполнены [illegible]. Для повышения прочности шва при действии аэродинамических нагрузок клепка производится [illegible] выпуклой головкой.

Для герметизации заклепочных швов между листами обшивки прокладываются специальные [illegible]

25X1

тельная лента. [illegible] на Ил-18 весьма высокое [illegible] клепка в основном производится [illegible]

КРЫЛО

Конструкция крыла моноблочная. В плане крыло имеет трапецевидную форму и состоит из центроплана и двух консолей.

Три лонжерона, 36 стрингеров, 49 нервюр образуют каркас центроплана, обшитый снаружи дуралюминовыми листами толщиной от 3 до 6 мм. Консоли крыла имеют два лонжерона, 26 стрингеров, 18 нервюр и обшивку толщиной до 2,5 мм.

В центроплане, между лонжеронами, сделаны контейнеры, в которых размещаются мягкие топливные баки. В консолях крыла отсеки между лонжеронами герметизированы и служат непосредственно емкостями для топлива.

По носку крыла проложен нагревательный элемент электрического противообледенителя.

Закрылки и элероны цельнометаллические.

Закрылок применен двухщелевой конструкции с дефлектором. Выдвижение и отклонение закрылка производятся при помощи электромеханизма, причем перемещается закрылок по конической поверхности, что повышает его аэродинамическое качество.

ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ

Вертикальное оперение имеет стреловидность по передней кромке в 22°, стабилизатор имеет стреловидность 7°.

Стабилизатор и киль — моноблочной конструкции, трехлонжеронные, обшивка — толщиной 1 и 1,2 мм. Носки этих элементов снабжены электрическим противообледенителем.

Рули — цельнометаллические. У задней кромки руля поворота установлены пружинный сервокомпенсатор и триммер. Кроме того, для загрузки педалей при углах отклонения руля свыше 12° в режиме скольжения введены буферные пружины. На рулях высоты имеется только триммер.

Обшивка носков рулей выполнена из дуралюмина толщиной 0,8 мм, остальная поверхность обшита дуралюмином толщиной 0,6 мм.

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ РАЗЪЕМЫ

В процессе постройки фюзеляж самолета Ил-18 собирается в основном из двух частей: герметической части длиной 24 м и хвостовой части длиной 7 м. В свою очередь эти части для расширения фронта работ и возможности прессовой клепки составляются из ряда продольных панелей. Каждая панель представляет собой профилированный лист обшивки с приклепанными к нему отрезками стрингеров и шпангоутов.

Крыло с силовыми установками составляется из семи основных частей: центроплана, двух отъемных частей (консолей), двух внутренних гондол двигателей с главными ногами шасси и двух средних гондол. Кроме того, каждая из этих частей собирается из нескольких панелей. Центроплан вставляется снизу в вырез в фюзеляже и своими лонжеронами соединяется с силовыми шпангоутами. Обшивки фюзеляжа и крыла соединяются при помощи контурного профиля.

Все элементы [illegible] фюзеляжа [illegible]

Прессовая клепка [illegible] способом клепки и [illegible] работ такого рода.

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ РАЗЪЕМЫ

В аэродромных условиях [illegible] могут быть сняты [illegible] консоли крыла, элероны, [illegible]

Легко могут быть сняты [illegible] ные крышки люков [illegible] крышки капотов и носовой [illegible]

На самолете Ил-18 обеспечены удобные [illegible] ко всем агрегатам силовых установок, [illegible] системы и шасси. Все наиболее [illegible] вые элементы конструкции доступны [illegible]

В обшивке крыла имеются [illegible] для осмотра отдельных агрегатов [illegible] систем управления и электроразъемов.

Гидравлические, газовые и электрические проводки по фюзеляжу и крылу проложены в [illegible] коллекторах, что предотвращает [illegible] повреждений, исключает возможность [illegible] течений и делает их удобными для [illegible] вания.

СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

Четыре турбовинтовых двигателя АИ-20 установленные на Ил-18, обладают суммарной [illegible] мощностью 16 000 эквивалентных л. с.

Двигатели снабжены четырехлопастными [illegible] тическими винтами АВ-68И диаметром 4,5 м.

В системе регулирования двигателя имеется ряд противоаварийных устройств: [illegible] вание, флюгирование, [illegible] механическая аварийная [illegible] установка лопастей винта на [illegible] ре, гидравлический фиксатор винта на [illegible] ния давления масла за регулятором винта [illegible] тробежный фиксатор винта. [illegible] винты предохраняет от раскрутки [illegible] механизм.

Для сокращения пробега [illegible] винты снимаются с промежуточных [illegible] дят на режим авторотации, [illegible] тящую тягу, затормаживая шум [illegible]

В местах крепления двигателя [illegible] тизаторы, которые гасят вибрации.

Отсеки установки двигателя [illegible] и шасси разделены противопожарными [illegible] ми из титана. Выхлопные [illegible] крыла воздушными каналами. Кроме [illegible] закрыто кожухом из листов титана [illegible] охлаждается воздухом.

При поднятых крышках капота [illegible] бодный доступ к двигателю и [illegible] установки.

Топливная система [illegible] симметрично расположенных [illegible] ловинах крыла. Емкость всех баков [illegible] при удельном весе топлива [illegible] 18 600 кг.

Баки в консольных частях крыла [illegible] ляют собой специально оборудованные [illegible] топлива, входящие в конструкцию [illegible] В центроплане установлены мягкие резиновые баки. [illegible]

25X1

смотрен вариант замены части мягких баков в центроплане баками отсеками (по типу консольных). В этом случае запас топлива на самолете увеличивается до 27 000 л (20 800 кг).

Топливные системы для двух правых и двух левых двигателей в нормальных условиях полета изолированы одна от другой, но в случае необходимости можно объединить их, открыв кран кольцевания.

Питание двигателей топливом осуществляется с помощью подкачивающих электронасосов, смонтированных на расходных баках. К каждой паре двигателей топливо подается двумя подкачивающими насосами. В случае неисправности одного из насосов оставшийся насос обеспечивает подачу топлива для работы обоих двигателей на всех режимах полета. Для полной гарантии на самих двигателях установлено еще по одному подкачивающему насосу.

Топливная система довольно проста, не требует каких-либо переключений и манипуляций с кранами в полете. При полетах на дальность в 3000 км заполняется только часть баков, составляющих так называемую «основную» систему.

Полет на 5000 км происходит при всех заполненных баках, причем расходуется в первую очередь топливо из баков, расположенных ближе к фюзеляжу. Процесс перекачки идет автоматически.

Система смазки. Каждый двигатель имеет самостоятельную систему смазки. В нее входит: бак емкостью 56,5 л, воздушно-масляный радиатор, насосный агрегат и приборы контроля.

Система выполнена по короткозамкнутой схеме. Откачивающие насосы подают масло через центробежный воздухоотделитель в радиатор, откуда оно засасывается нагнетающим насосом. Маслобак подключен параллельно основной магистрали и служит для пополнения циркулирующего масла.

Запуск двигателей — электрический, от самолетных стартер-генераторов и бортовых аккумуляторных батарей или турбогенераторы. Весь процесс запуска автоматизирован.

ШАССИ

Шасси самолета состоит из двух главных ног и передней носовой ноги.

Подкрыльевые (главные) ноги имеют тележки с четырьмя тормозными колесами 930×305 мм, носовая управляемая нога снабжена двумя колесами 700×250 мм.

Амортизация шасси — газово-масляная.

Все ноги шасси убираются в специальные отсеки вперед по полету самолета. Это гарантирует выпуск шасси при любых обстоятельствах, даже при неисправной гидравлической системе.

Створки отсеков шасси открываются только на время выпуска или уборки ног. При стоянке самолета и в полете они закрыты, что уменьшает лобовое сопротивление самолета в полете. Эта система удобна также и в эксплуатации: отсеки не загрязняются при движении самолета по аэродрому.

Рычажная подвеска передней ноги, сравнительно невысокое давление в пневматиках и большие величины объемов амортизаторов делают амортизацию самолета весьма мягкой. Для пассажиров проходят почти не заметными моменты перехода самолета от разбега к взлету и удара колес о землю при посадке.

Для повышения безопасности и разгрузки летчика все операции по выпуску и уборке шасси автоматизированы. Летчику достаточно нажать кнопку, как створки начинают открываться, а затем выпускаются, а после выпуска шасси створки автоматически закрываются.

УПРАВЛЕНИЕ РУЛЯМИ И ЭЛЕРОНАМИ

Все управление жесткое и выполнено при помощи дюралюминовых тяг. Бустеры в системе не применяются. Приемлемые для летчиков величины нагрузок на педали и штурвалы получены путем тщательного подбора осевой компенсации рулей и элеронов, установки сервокомпенсатора и дополнительных пружин на руле поворота.

В проводки управления включены рулевые машины автопилота АП-6Е.

Простота системы управления, отсутствие в ней каких-либо сложных механизмов делают систему весьма надежной в эксплуатации и безотказной.

Органы управления стопорятся как общие системы, так и специальными механизмами. Это предохраняет рули и элероны от повреждения при сильных порывах ветра.

ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ И ГАЗОВАЯ СИСТЕМЫ

Рабочее давление в гидросистеме 210 кг/см². Оно создается двумя поршневыми насосами 210-25 с приводом от самолетных двигателей. Производительность обоих насосов 40 л/мин. Система заправлена жидкостью АМГ-10.

Посредством гидросистемы производятся:

- выпуск и уборка шасси;
- нормальное торможение колес, включая торможение на стоянке;
- управление поворотом передней ноги;
- включение механизмов флюгирования;
- работа стеклоочистителей.

Управление кранами шасси дистанционное — электрическое. Сжатый азот применяется для зарядки гидроаккумуляторов, аварийного торможения колес и аварийного флюгирования.

Азот содержится на самолете в двух стальных баллонах, заряженных до давления 150 кг/см².

Жидкость очищается тремя фильтрами, в порядке эксплуатации можно легко промыть без слива всей жидкости из системы. Для повышения надежности системы трубопроводы высокого давления (210 кг/см²) изготовлены из нержавеющей стали.

СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ

Система кондиционирования воздуха на Ил-18 предназначена для создания внутри самолета нормальных жизненных условий при полетах на больших высотах — 8000—10 000 м.

Герметическая кабина Ил-18 имеет объем 240 м³ и по существующей классификации относится к кабинам вентиляционного типа.

Комплексная система кондиционирования обеспечивает нужное давление, вентиляцию, отопление и охлаждение кабины. Специальная система поддерживает в ней необходимую влажность воздуха.

Нагретый воздух для работы системы отбирается от компрессоров самолетных двигателей и при этом поступает от 2000 до 3400 л воздуха.

При полете самолета на высоте 8000 м давление в кабине будет соответствовать высоте 1500 м.

уровнем моря, на высоте 10 000 м — 2400 м. Максимальный перепад давлений между кабиной и наружной атмосферой 0,5 кг/см². Для улучшения самочувствия пассажиров при наборе самолетом высоты или при снижении в кабине поддерживается наименьшее давление до высоты 5300 м. Воздух в самолете всегда имеет необходимую влажность (не менее 40%) и комнатную температуру около 20° С. Кабина хорошо вентилируется — воздухообмен достигает 30 полных смен воздуха в час.

В систему индивидуальной вентиляции подается охлажденный воздух. Путем регулирования специального автомата может быть установлена температура воздуха в диапазоне от +5 до −20° С.

Необходимо отметить, что вся система кондиционирования действует автоматически, но в случае неисправности какого-либо механизма член экипажа может вручную задать нужный режим. Для повышения безопасности полета важнейшие агрегаты, поддерживающие нормальный высотный и тепловой режим, дублированы.

ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА

Противообледенительное устройство Ил-18 обеспечивает возможность длительного полета в условиях интенсивного обледенения.

На самолете защищены от обледенения носки крыла и оперения, обтекатели и лопасти винтов, воздухозаборники двигателей и радиаторов системы кондиционирования, стекла кабины экипажа, т. е. все места, наиболее подверженные этому явлению.

Самолет Ил-18 располагает мощными источниками электроэнергии, что позволяет применить систему электротермических противообледенителей. Они представляют собой греющие элементы, расположенные на лобовых частях защищаемых поверхностей.

Основными источниками электроэнергии служат генераторы постоянного тока и лишь для обогрева стекол и лопастей винтов используются генераторы переменного тока. В носке воздухозаборников двигателей и воздухозаборника обдува генераторов подается нагретый воздух от компрессоров двигателей.

Противообледенители не теряют своей эффективности при отказе одного из двух самолетных двигателей.

Специальные сигнализаторы извещают экипаж о входе в зону обледенения и выходе из нее.

ПРОТИВОПОЖАРНАЯ СИСТЕМА

В конструкции самолета Ил-18 предусмотрен ряд элементов, которые обеспечивают пожаробезопасность. От случайностей гарантирует специальная противопожарная система. В нее входят шесть стационарных огнетушителей ОС-8, заряженных составом «3,5» (емкость каждого огнетушителя 8 л) и четыре переносных углекислотных огнетушителя ОУ.

Стационарные огнетушители предназначаются для ликвидации пожара в гондолах двигателей переносными огнетушителями пользуются внутри самолета.

Система выполнена таким образом, что в первую очередь автоматически при поступлении электроимпульса от термоизвещателей разряжается половина баллонов (3 шт.), вторые три [illegible] по усмотрению члена экипажа [illegible] ной этих баллонов электрическим [illegible]

На случай вынужденной посадки [illegible] убранным шасси на гондолах [illegible] лей, снаружи, поставлены [illegible] огнетушители на [illegible] гондолы с землей.

ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

В основу пилотажно-навигационного [illegible] самолета Ил-18 электрический [illegible] совой системой КС-6 и авиагоризонтом.

На доске приборов, у рабочего места [illegible] мана, устанавливается [illegible] ПП-50БМ-1, пеленгационный [illegible]

Питание мембранно-анероидных приборов [illegible] дится от двух бортовых [illegible] ления ТП-156.

Статическая проводка той системы имеет [illegible] хо бортовые выводы, [illegible] и наружный [illegible] обеспечивается работоспособность [illegible] чае если произойдет обмерзание бортовых [illegible]

ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ

На самолете Ил-18 применена система [illegible] жения постоянного и переменного тока.

Источниками электроэнергии постоянного [illegible] ляются восемь генераторов СГ-12СМ (мощность по 12 квт) с приводом от самолетных [illegible] аккумуляторные батареи. При запуске двигателей генераторы работают как электродвигатели [illegible] затем переводятся на режим питания [illegible] током бортсети самолета. Номинальное [illegible] сети постоянного тока при работающих [illegible] 27 в ± 10%, а при питании от аккумуляторов [illegible]

Питание ряда агрегатов переменным [illegible] током производится от четырех генераторов [illegible] мощностью по 8 квт и от преобразователя [illegible] Трехфазный переменный ток потребителям [illegible] от двух преобразователей ПТ [illegible] рых резервный.

Для контроля за работой агрегатов [illegible] ния в кабине экипажа имеется [illegible] с контрольными приборами.

РАДИООБОРУДОВАНИЕ

На самолете установлено радиооборудование, которое обеспечивает связь экипажа [illegible] самолетную связь, внутрисамолетную [illegible] и, кроме того, вождение самолета [illegible] вание посадки в сложных метеорологических [illegible] виях днем и ночью.

В комплект радиооборудования входят [illegible] станция две командные станции [illegible] ских компаса высотомер устройство [illegible] ки, маркерное устройство [illegible] и локатор РПСН-2Н.

Носовой локатор РПСН-2Н [illegible] чиков о возникновении кучевых [illegible] ствий на пути самолета [illegible] о приближении к грозовым фронтам.

РПСН-2Н помогает [illegible] и может работать по связи [illegible] ками.

КИСЛОРОДНАЯ СИСТЕМА

Система предназначена для питания кислородом одного члена экипажа – пилота самолета. Остальные члены экипажа пользуются кислородом только в аварийных случаях. Пассажирам, которые почувствовали необходимость в кислороде, предоставляется возможность пользоваться кислородом из переносных баллонов.

3. КОМПОНОВКА САМОЛЕТА И КОМФОРТ

КОМПОНОВКА

Внутреннее устройство самолета Ил-18 выполнено таким образом, чтобы эксплуатирующие организации быстро, в условиях аэропорта, могли перестроить пассажирские салоны в зависимости от спроса на перевозки, потребность в билетах определенной стоимости непостоянна и очень удобно, когда путем только перестановки кресел можно изменить вариант компоновки кабин (фиг. 8 и 9).

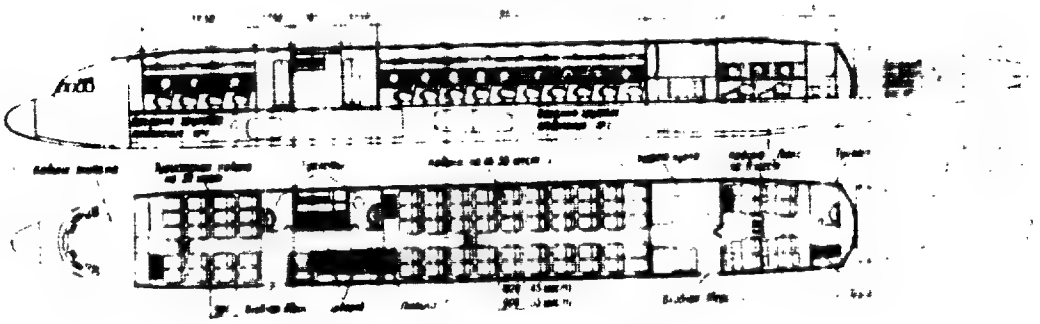
Компоновка самолета в смешанном варианте имеет 65 пассажирских мест первого и туристского классов, восемь спальных мест в двух кабинах, буфетную, три туалетных комнаты и три гардероба. Оставляя неизменными расположение и размеры всех помещений, только сблизив кресла в передней пассажирской кабине и сняв переднюю часть буфета, можно поставить дополнительно до 9 кресел и на самолете смогут разместиться уже 83 пассажира.

Если в аэропорте возникнет потребность в отправке большего числа пассажиров, то путем замены в задней кабине спальных кресел на пассажирские общее количество мест на самолете можно увеличить до 101, при этом все остальные удобства обслуживания и климатические условия в кабинах остаются на прежнем высоком уровне.

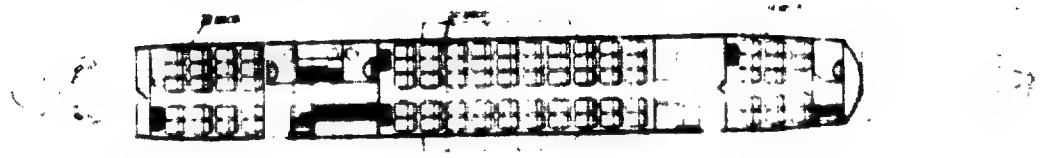
Замена кресел на диваны позволяет разместить на самолете 113 пассажиров. Помимо этого разрабатывается вариант на 120 мест.

Для полетов на большие расстояния без посадки предназначается самолет в специальном варианте, так называемый административный самолет. В нем все рассчитано для длительного пребывания в самолете сравнительно небольшого числа пассажиров – до 25 человек.

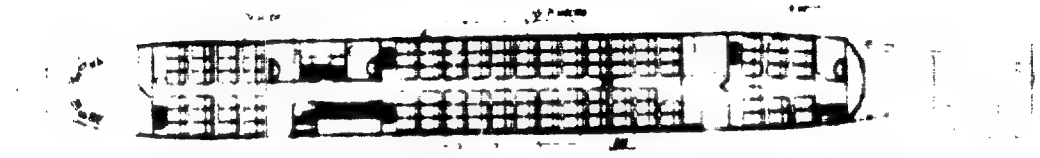
Смешанный вариант на 73-78 пассажирских мест



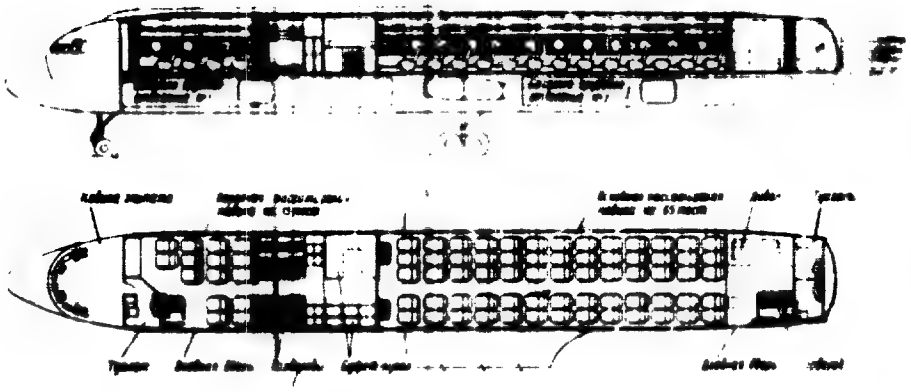
Туристский вариант на 84 пассажирских места



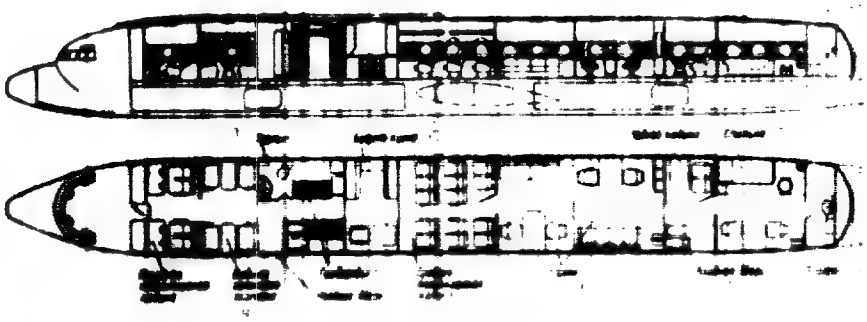
Экономический вариант на 105-111 пассажирских мест



Фиг. 8. Варианты внутренней компоновки кабин самолета на 65—111 пассажирских мест



Фиг. 45. Компоновка кабин самолета на 60 пассажирских мест



Фиг. 46. Компоновка кабин самолета в варианте административного самолета

Здесь имеются просторная кухня, салоны с несколькими комфортабельными креслами, столами, удобными диванами, библиотечкой, размещенной в красиво оформленном книжном шкафу, столовая, буфет-кухня со всем необходимым для приготовления горячих и холодных блюд, гардероб, туалетные комнаты и пр.

Свободным от работы на самолете членам экипажа обеспечивается возможность [illegible] отведено специальное помещение [illegible] лица располагаются в хорошо оборудованной кабине I класса.

Самолет Ил-18 может быть использован также и для грузовых перевозок.

КАБИНА ЭКИПАЖА

Все члены экипажа — правый и левый летчики, штурман и бортрадист размещаются в одной кабине, в носовой части самолета.

Переднюю часть кабины занимает приборная доска; слева и справа [illegible] расположены бортовые пульты [illegible] установлены [illegible] ток.

На приборной доске [illegible] расположены [illegible] работы двигателей [illegible] контроля двигателя [illegible] имеется [illegible]

РЕШЕТКИ

Над [illegible] на [illegible] самолета [illegible] и радиокомпасы [illegible] системы и выключатели [illegible]

На [illegible] бортовом пульте [illegible] мер, массометр, [illegible] управления [illegible] прямой [illegible] самолет [illegible] системой кондиционирования [illegible] решеток.

Между [illegible] с рукоятками управления [illegible] крылками [illegible]

В левой части кабины оборудовано рабочее место штурмана, где имеются стол для работы с картами, вертикальная приборная доска и щиток. Главными приборами у штурмана являются указатели радио-

Фиг. 9. Пассажирская кабина.

компаса, курсовой системы, автоштурмана и индикатор радиолокатора РПСН-31 с щитком управления.

В правой части кабины помещается радист со своим оборудованием. Здесь установлены приемник связной радиостанции, которым радист управляет непосредственно, а также пульт дистанционного управления приемником командной радиостанции, блоки передатчика связной радиостанции, блоки питания, элементы управления.

На некоторых воздушных линиях в число членов экипажа включается бортинженер. Для него устанавливается складное сиденье [illegible] штурмана и радиста.

ОБОРУДОВАНИЕ ПАССАЖИРСКИХ МЕСТ

Кресла Ил-18 весьма удобны и легки по весу. Сиденья, спинка и подлокотники выполнены из пластичного пенистого пластика.

Кресла драпированы [illegible] искусственного волокна. Ткань [illegible] и красива.

Драпировка укреплена на кресле таким образом, чтобы ее можно было легко снимать для [illegible] дезинфекции. При нажатии кнопки в подлокотнике открывается замок крепления спинки, и пассажир может занять в кресле удобную ему, вплоть до положения лежа с вытянутыми ногами, позицию спинка в исходное положение повторным нажатием кнопки. К креслам стального варианта крепится съемная мягкая подушка.

В подлокотнике кресла имеется [illegible] сидя в спинке два карана. В одном из них помещается съемный столик, в другом — [illegible] пакет и литература. Кроме того, кресло снабжено небольшой пуховой подушкой и [illegible] ремнями.

Съемный столик может быть легко [illegible] в пазы подлокотника своим пассажиром или бортпроводницей. За столиком можно работать, [illegible] на него поднос с пищей, положить [illegible] доску.

В парных креслах средний подлокотник [illegible], что дает возможность преобразовывать эти кресла в небольшой диван, на который может [illegible] пассажир, почувствовавший в этом необходимость.

Для самых маленьких пассажиров на [illegible] перегородках кабин подвешиваются [illegible] (люльки).

Небольшие личные вещи пассажир может [illegible] жить на багажные полки, устанавливаемые [illegible] кабин. В кронштейнах полок смонтированы [illegible] ки, на которых расположены лампочки [illegible] ного освещения с кнопками включения в [illegible] лампочка вызова бортпроводника. Под кронштейнами, на борту, находятся шаровые насадки [illegible] альной вентиляции.

Почувствовав необходимость в усилении притока воздуха, пассажир нажимает на одну из насадок и поворачивает его в свою сторону. Через насадку под небольшим давлением будет выходить струя охлажденного воздуха.

В ночное время в пассажирских кабинах имеется только дежурное освещение. В этом случае бодрствующие пассажиры пользуются светом индивидуальной лампочки. Она включается кнопкой, установленной около каждой лампочки.

Для вызова бортпроводника надо нажать кнопку вызова на щитке. Этим подается сигнал в хвостовую бортпроводника и одновременно загорается [illegible] лампочка, помещенная в кнопке.

Отапливаются кабины [illegible] воздухом, который выходит через многочисленные [illegible] у основания фальшборта.

В самолете не чувствуется [illegible] холодных течений. Все кабины обогреваются равномерно, а количество поступающего в них воздуха точно дозируется. Теплый воздух смешивается с кабинным воздухом, [illegible] через перфорацию у основания полок и [illegible] обшивкой в грузовые отсеки. Поэтому [illegible] всегда относительно на ноги и не является [illegible] неприятной для пассажиров [illegible] ции.

Кабинный воздух абсолютно [illegible] в [illegible] Специальные регуляторы [illegible] температуру 18—20°С.

ОТДЕЛКА КАБИН

Ил-18 выпускается с несколькими вариантами внутренней отделки. Но всюду сохранен тот принцип, что подбор материалов и их расцветка должны действовать успокаивающе на пассажира, вселяя его в приятную домашнюю обстановку.

Потолок и борта обтягиваются шерстяной тканью, покрытой снаружи слоем эластичной пластмассы. Этот материал, называемый панноном, имеет приятную бархатистую поверхность с мелким сетчатым рисунком.

Особенно важно отметить, что паннон очень долговечен и удобен в эксплуатации. Он хорошо моется теплой водой, чистится бензином и другими растворителями. Ремонт поврежденных мест прост и не требует особого умения. Его можно сшивать или заделывать, как обычную ткань.

Хорошая изоляция из стекловаты значительно снижает уровень шума от работающих двигателей. Пассажиры могут без напряжения разговаривать между собой, шум не мешает им.

Перегородки облицованы слоистым пластиком, имитирующим ценные породы дерева, или оклеены панноном. Портьеры из капронового атласа обрамляют проходы между кабинами.

Круглые окна диаметром 400 мм пропускают много света, причем оконные рамы окрашены в светлый молочный тон — под «слоновую кость», что снижает сопротивление. Все бортовая панель окна драпируется гофрированными занавесками из шелковой синтетической ткани.

Потолок окна проходит по отдельной панели, называемой «фальшбортом», в которой размещаются канал отопления и электропроводка.

Панели пола оклеены специальными облегченными коврами.

Сферическая поверхность потолка кабин разбита на пять плоских граней — панелей. Каждая панель обтягивается панноном самостоятельно. Затем все они монтируются в фюзеляже. В случае порчи обивки можно снять поврежденную панель для ремонта.

В архитектурном отношении деление потолка на ряд плоскостей помогает избавиться от туннельного вида интерьера.

В ненастное время кабины заливает мягкий рассеянный свет, вызывающий чувство уюта и покоя. Источниками света служат потолочные плафоны, установленные над каждым рядом кресел. Плафоны выполнены из теплостойкого органического стекла.

Все бытовые помещения, буфет-кухня, туалетные комнаты, гардеробы и багажник имеют такую же тщательную отделку, как и пассажирские кабины.

ПИТАНИЕ ПАССАЖИРОВ ВО ВРЕМЯ ПОЛЕТА

На Ил-18 отведено довольно большое помещение для буфета-кухни.

Буфет, объединенный с кухней, оборудован электророжными шкафами, сотейниками и многочисленными тарелками с электроподогревом. Продукты и посуда доставляются на самолет в металлических контейнерах.

Эффективная вытяжная вентиляция буфета-кухни не позволяет распространяться по самолету специфическим запахам.

В полете можно получить [illegible] жаренный бифштекс, отварную рыбу, [illegible] кофе [illegible]. Все кушанья в готовом виде [illegible] лают из цехов питания [illegible] лете они только разогреваются. [illegible] сервируют специальные [illegible] во время завтрака, обеда или ужина [illegible] пассажирам.

БЫТОВЫЕ УДОБСТВА

При входе в самолет пассажир оставляет [illegible] пальто, головной убор и т. п. в [illegible] робов, багаж размещается в [illegible] Небольшие личные вещи пассажир может [illegible] на багажную полку в самом салоне.

На самолете три туалетных комнаты [illegible] вольно просторны. Над умывальником [illegible] большое зеркало. Туалетные снабжены [illegible] и горячей водой. Унитаз промывается [illegible] химической жидкостью, уничтожающей [illegible] Кроме того, эти помещения хорошо вентилируются.

БАГАЖНО-ГРУЗОВЫЕ ОТДЕЛЕНИЯ

На самолете оборудованы три отделения для грузов и багажа. Общий объем [illegible] 34,96 м³.

Это очень большие отделения для [illegible] ного класса, — в них можно разместить [illegible] грузов.

Под полом пассажирских [illegible] расположены [illegible] основных грузовых отделения объемом [illegible] (передний) и 13,68 м³ (задний). Отделения [illegible] тизированы, что позволяет перевозить в них [illegible] жидкости и грузы, боящиеся замерзания. [illegible] груза может производиться с помощью [illegible] погрузчика. Внутри отделений грузы укладываются на специальную тележку [illegible] называемую [illegible] укладки. Такой способ удобен и значительно сокращает время загрузки самолета.

Грузовые отделения по длине [illegible] разграничены решетками из [illegible] лент, которые препятствуют перемещению грузов во время эволюций самолета. [illegible] грузы прикрепляются ремнями [illegible] отделения.

В хвостовой части имеется [illegible] отделение № 3 также довольно [illegible] объемом 7,06 м³, но это отделение [illegible] пано. Большая дверь позволяет [illegible] крупногабаритные грузы.

4. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

Крыло

Профиль	[illegible]
Площадь	[illegible]
Размах крыла	[illegible]
Размах центроплана	[illegible]
Удлинение	[illegible]
Корневая хорда (по оси симметрии самолета)	[illegible]
Концевая хорда	[illegible]
Сужение	[illegible]

САХ	4,6517 м
Угол поперечного V	3° (по линии фюзеляжа)
Угол заклинения	3° (по началу крутки)
Угол геометрической крутки	−1°

Элерон

Тип элерона	ЦАГИ
Площадь элерона	9,11 м² (6,5% S крыла)
Площадь компенсации	2,62 м² (29% S элерона)
Размах двух элеронов	13,212 м (16,3% L крыла)
Максимальная хорда	0,869 м (27% b крыла)
Минимальная хорда	0,513 м (27% b крыла)
Глубина компенсации	0,14—0,252 м (29% b элерона)
Углы отклонения	±20°
Площадь триммера	0,365 м² (4,0% S элерона)
Углы отклонения триммера	±19

Закрылки

Тип	Выдвижной двухщелевой
Площадь	27,15 м² (14,31% S крыла)
Размах	13,57 м (64,8% L крыла)
Максимальная хорда	1,578 м (40% b крыла)
Минимальная хорда	0,966 м (40% b крыла)
Посадочный угол	40°
Взлетный угол	20°

Фюзеляж

Длина	35,9 м
Диаметр	3,5 м
Полный мидель с фонарем и обтекателями	9,6 м²
Мидель двух внутренних гондол	4,96 м
Мидель двух внешних гондол	2,6 м

Кабина

Общий объем герметической части фюзеляжа	200 м³
Объем кабины экипажа	9,2 м
Объем передней пассажирской кабины	21,2 м
Объем средней бытовой зоны (гардероб, ванная, стол и два туалета)	24,2 м
Объем одной туалетной комнаты	2,6 м
Объем средней пассажирской кабины вместе с буфетом-кухней	67,0 м
Объем задней пассажирской кабины	16,0 м
Объем задней туалетной комнаты	2,2 м
Объем заднего гардероба	2,5 м
Высота пассажирской кабины	2 м
Ширина пассажирской кабины (максимальный внутренний диаметр кабины)	3,22 м
Объем кабины на одного пассажира в туристском варианте)	1,07 м³
Диаметр окна пассажирской кабины	0,4 м
Ширина сиденья кресла (между осями подлокотников)	0,52 м
Шаг установки кресла (в туристском варианте)	Не менее 0,9 м
Ширина центрального прохода между креслами	0,45 м
Размер входной двери	0,756×1,60 м
Размер аварийного выхода	0,45×0,75 м
Количество аварийных выходов	4
Объем переднего герметического багажно-грузового отделения	13,32 м³
Объем заднего герметического багажно-грузового отделения	13,00 м
Объем заднего негерметического багажно-грузового отделения	1,96 м³
Размер загрузочного люка переднего багажно-грузового отделения	0,75×1,32 м
Размер загрузочного люка заднего багажно-грузового отделения	0,75×1,32 м
Размер двери заднего багажно-грузового отделения	0,9×1,30 м

Горизонтальное оперение

Профиль и толщина	NACA-00 модифицированный
Площадь горизонтального оперения полная	27,79 м² (19,7% S крыла)
Площадь горизонтального оперения несущая	24,32 м (17,30% S крыла)
Площадь руля высоты с компенсацией	9,56 м (34,4% S горизонтального оперения полной)
Площадь компенсации (с вырезом)	2,95 м² (31% S руля высоты)
Размах	11,8 м
Максимальная хорда горизонтального оперения	1,11 м
Минимальная хорда горизонтального оперения	1,57 м
Максимальная хорда руля высоты	1,287 м (31,5% b горизонтального оперения)
Минимальная хорда руля высоты	0,878 м (41,5% b горизонтального оперения)
Максимальная хорда компенсации	0,400 м (32,3% b руля высоты)
Минимальная хорда компенсации	0,210 м (32,3% b руля высоты)
Сужение горизонтального оперения	[illegible]
Удлинение	5,02
Угол установки горизонтального оперения	−1°
Поперечное V	0°
Углы отклонения руля высоты	−25° −10°
Площадь триммера (двух)	0,85 м² (6,9% S руля высоты)
Углы отклонения триммера	−7,5° +15°

Вертикальное оперение

Профиль и относительная толщина	NACA-00 модифицированный
Площадь вертикального оперения	17,03 м² (12,4% S крыла)
Площадь руля поворота	6,66 м (39% S вертикального оперения)
Площадь компенсации (с вырезами)	2,05 м² (31,0% S руля поворота)
Максимальная хорда вертикального оперения	4,086 м
Минимальная хорда вертикального оперения	1,086 м
Максимальная хорда руля поворота с компенсацией	1,000 м (41,8% b вертикального оперения)
Минимальная хорда руля поворота с компенсацией	0,7592 м (41,5% b вертикального оперения)

Максимальная хорда компенсатора	0,0214 м (32,7% хорды руля поворота)
Минимальная хорда компенсатора	0,0092 м (32,7% хорды руля поворота)
Сужение вертикального оперения	1,48
Удлинение	1,2
Угол отклонения руля поворота	±28°
Площадь триммера	0,31 м² (6,6% S руля поворота)
Площадь сервокомпенсатора	0,[illegible] м² (8% S руля поворота)
Угол отклонения триммера	±15°
Угол отклонения сервокомпенсатора	±15°
Высота вертикального оперения от оси самолета	1,815 м

Шасси

Угол стойки	0°
Колея	9,0 м
Расстояние между колесами (base)	13,015 м теоретическое, 12,786 м стоповское
Высота фюзеляжа (теоретическая ось самолета)	3,79 м главная нога, 3,005 м—передняя нога
Размер колес	930×305 мм главная нога, 700×250 мм передняя нога

Общие данные

Высота самолета (при стоповской обжатости амортизаторов)	10,185 м
Расстояние от начала лопасти винта до земли	0,75 м
Расстояние от нижней кромки фюзеляжа [illegible] двигателей до земли	2,55 м
Расстояние от начала лопасти винта до фюзеляжа	0,90 м
Нагрузка на 1 м² площади крыла (при максимальном взлетном весе)	486 кг
Нагрузка на 1 квадратную л. с. (при максимальном взлетном весе)	3,8

5. КРАТКИЕ ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ТУРБОВИНТОВОГО ДВИГАТЕЛЯ АИ-20А*

Обороты ротора двигателя:	
на режиме малого газа	10 400 ± 200 об/мин
на всех рабочих режимах на земле и в полете	12 300 ± 90
Максимально допустимая температура газов за турбиной (при запуске двигателя [illegible])	Не более 730° С
Максимально допустимая эксплуатационная температура газов за турбиной на всех режимах	Не более 880° С
Допустимая время непрерывной работы двигателя:	
на взлетном режиме	Не более 15 мин.
на максимальном и крейсерском режимах	Без ограничения
Время перехода от режима малого газа до взлетного, считая с момента подачи сигнала на взлетный режим, при [illegible]	Не более 15 сек.

* По материалам описания и инструкции по эксплуатации двигателя АИ-20. Оборонгиз, 1959.

Давление топлива на взлетном режиме перед форсунками	Не менее 7[illegible] кг/см²
Расход масла	Не более [illegible]
Температура масла на установившихся режимах на земле и в двигателе:	
минимально допустимая	[illegible]
максимально допустимая	[illegible] (не более [illegible] непрерывно [illegible])
рекомендуемая	70 [illegible]
От режима малого газа до режима 0,2 номинального на земле (в течение не более 15 мин непрерывной работы) и на взлете	Не более 10[illegible]
Давление масла в магистрали двигателя:	
на режиме малого газа	Не менее 1 кг/см²
на всех режимах у земли	5 ± 5,5 кг/см²
на всех режимах и высотах полета	Не менее 4,[illegible] кг/см²
Основные данные по конструкции двигателя:	
компрессор	Осевой 10-ти ступенчатый
камера сгорания	Кольцевая с 10-ти [illegible]
турбина	Осевая [illegible]
реактивное сопло	Нерегулируемое
редуктор	Планетарный с [illegible] точным маслом [illegible]
Направление вращения (винта и ротора двигателя)	Левые (если смотреть с стороны [illegible] сопла)

6. КРАТКИЕ ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ВИНТА

Наименование винта	АВ-68М серии [illegible] и [illegible]
Тип винта	Тянущий автоматический [illegible] душный винт [illegible] лете шага [illegible] стей по [illegible] и на упор [illegible]
Число лопастей	4
Диаметр винта	4,5 м
Направление вращения винта	Левое
Максимальная ширина лопасти	405 мм
Тип профиля лопасти	Набор профилей [illegible]
Аэродинамическая серия	Серия [illegible] лопастей [illegible] типа АВ-5[illegible] [illegible] рекомендуется [illegible] на c_{ya}=0,[illegible]
Углы установки лопасти (на контрольном сечении—R = 1600 мм):	
угол минимального сопротивления вращению (угол запуска) φ_0	0°
угол промежуточного упора $\varphi_{пу}$	12°
угол флюгера $\varphi_{фл}$	93° 40'
Диапазон изменения углов установки лопастей	93° 40'
Принцип действия механизма поворота лопастей	Гидравлический
Схема работы	Обратная [illegible]
Тип регулятора постоянных оборотов	Р-952Д

25X1

CONFIDENTIAL

7. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ СВЕДЕНИЯ

Гидравлическая система

Общая емкость гидросистемы	75 л
Емкость гидробака (полный объем)	50 „
Рабочая жидкость гидросистемы	АМГ-10
Рабочее давление гидросистемы	210 ± 5 кг/см²
Емкость полного баллона аварийной системы торможения	12 л
Давление азота в баллоне	130—150 кг/см²
Емкость полного баллона аварийной системы фиксирования	3 л
Давление азота в баллоне	60 ÷ 70 кг/см²

Шасси

Количество жидкости, заправляемой в амортизатор передней ноги	3,14 л
Количество жидкости, заправляемой в амортизатор главной ноги	11,1 „
Начальное давление в амортизаторе передней ноги	17 ± 0,5 кг/см²
Начальное давление в амортизаторе главной ноги	40 ± 1 „
Давление в пневматиках передней ноги	6 ± 0,2 „
Давление в пневматиках главных ног	8 ± 0,2 „
Рабочая жидкость (амортизационная смесь) в амортизаторах	АМГ-10
Зарядка газовых камер	Техническим азотом по ТУ МКП 2.90—54
Стояночное обжатие амортизатора передней ноги	100—150 мм
Максимальное стояночное обжатие передней ноги при даче полного газа двигателям	Не более 230 мм
Стояночное обжатие амортизатора главной ноги	200—400 мм
Стояночное обжатие пневматика передней ноги	25—35 „
Стояночное обжатие пневматика главной ноги	45—75 „
Смазка для шарнирных соединений	ЦИАТИМ-201

Тормоза

Давление в тормозах при нормальном торможении	65 ± 5 кг/см²
Давление в тормозах при аварийном торможении	75 ± 10 „
Давление при стояночном торможении	30 ± 5 „

Силовая установка

Емкость основной группы баков (№ 1 по № 8 вкл.) одной половины крыла	8200 л
Емкость дополнительной группы баков (№ 9, 10 и 11) одной половины крыла	3850 „
Общая емкость двух групп баков одной половины крыла	11 850 „
Общая емкость топливной системы	23 700 л (18 600 кг при уд. весе 0,785)
Марка топлива	Т-1 ГОСТ 4138—49, ТС-1 ГОСТ 7149—54, Т-2 ГОСТ 6410—57
Емкость маслобака (полная)	56,5 л
Количество технического масла	47 „
Замеренный объем по первой ли[illegible]	32 л
Замеренный объем по второму	32 „
Минимальный объем для фиксирования	14 „
Объем отстойника	1,5 „
Марка масла для двигателя АИ-20	Масло [illegible] по ГОСТ [illegible] МС-20 ГОСТ [illegible]

Противопожарная система

Количество стационарных огнетушителей ОС-8	6
Общая емкость стационарных огнетушителей с составом 3,5	48 л
Вес заряда стационарного огнетушителя	[illegible] кг
Количество переносных углекислотных кабельных огнетушителей ОУ	4
Общая емкость переносных огнетушителей	[illegible] л
Вес заряда переносного огнетушителя	[illegible] „

Предварительное натяжение тросов (при 20° С)

Тросовые проводки управления двигателями при цепи натяжения	20 кг
Тросовые проводки управления:	
оборотами (для $d_{тр}$=6 мм)	[illegible]
рулежными тормозами автопилота ($d_{тр}$=3 мм)	[illegible]
триммерами ($d_{тр}$=2,5 мм)	[illegible]

ЗАТЯЖКА БОЛТОВ И ГАЕК (НОРМАЛЬ СВ101)

При затяжке пользоваться только ключами стандартными или тарированными на определенные затяжные моменты.

Запрещается пользоваться удлинителями или нестандартными ключами. При пользовании тарированными ключами руководствоваться следующими таблицами крутящих моментов с допустимым отклонением ±10%.

Резьба мм	Зев ключа мм	Момент затяжки в кгсм для болтов из материала: СВ(ГСА σв=110—140 кг/мм²)	Сталь 40	Стандартные длины болтов по ГОСТ 2838—54 и ГОСТ 2841—54, в мм	Допустимые отклонения от номинала для болтов: СВ(ГСА)	Сталь 40
6×1	11	50	25	110	5	4,[illegible]
8×1,25	14	110	55	125	10	5
10×1,5	17	220	110	150	15	7,[illegible]
12×1,5	19	440	220	160	20	10
14×1,5	22	800	400	180	40	20
16×1,5	24	1260	650	190	65	30
18×1,5	27	1800	900	210	90	45
20×1,5	30	2500	1250	230	110	55
22×1,5	32	3000	1500	240	125	62

CONFIDENTIAL

Крутящие моменты даны для стандартных болтов с [illegible] гайками и [illegible] смазанной резьбой.

Для болтов из стали 30ХГСНА болт [illegible] моменты, что и для болтов из стали 30ХГСА.

[illegible] больших соединений [illegible] болтов становится при [illegible] 20—25% от [illegible].

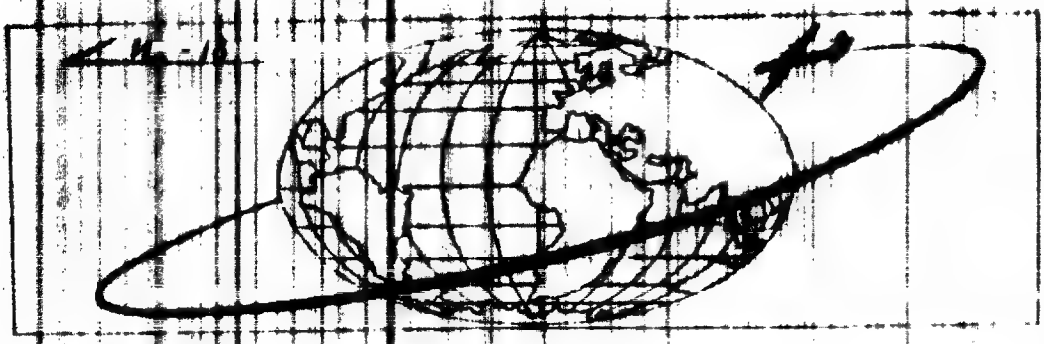
[illegible] стандартных ключей [illegible] не [illegible] к [illegible] шуруп.

[illegible] ключа показывает момент, [illegible], а болт не затянут, то это [illegible], что резьбовое соединение выполнено [illegible] каких-то причин, которые [illegible] трения. (Такое явление часто имеет место при завертывании болта в [illegible] шуруп гайку). Для ступенчатых болтов [illegible] брать по диаметру резьбы.

Момент затяжки по нормали берется [illegible] при отсутствии специальных указаний в чертежах [illegible] шуруп.

Примечание. Для резьб диаметром [illegible] тарированные ключи не применяют. Особые случаи [illegible] применения тарированных ключей [illegible] на чертеже или инструкции [illegible].

Для обеспечения необходимого [illegible] и предупреждения срыва резьбы работы [illegible] на болтах с самоконтрящимися гайками [illegible] водить квалифицированные рабочие, [illegible] соответствующей инструктажем.



ГЛАВА II

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ И ЛЕТНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

1. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА

Выбор аэродинамической компоновки определялся необходимостью максимально возможного обеспечения безопасности полета, с одной стороны, и наивысшими получения достаточно высоких эксплуатационных качеств, с другой. Особое внимание было уделено аэродинамической компоновке крыла — [illegible] элементов [illegible].

Крыло — трапецевидное, удлинение крыла $\lambda = 10$, сужение крыла $\eta = 3$. Такое соотношение геометрических параметров крыла дает для самолета [illegible] наиболее оптимальное соотношение между аэродинамическими и конструктивно-эксплуатационными [illegible].

Набор профилей по размаху крыла составлен следующим образом: у корня [illegible] до 21,8% [illegible] профиль С-5-12 [illegible] относительной толщиной 12%, в относительной толщине [illegible] 10%. Часть крыла от точки на 21,4% полуразмаха до точки на 52,3% полуразмаха имеет переходных от С-5-12 к С-3-[illegible] профилей. На части крыла от 52,3% полуразмаха до конца крыла [illegible] профиль С-3-14 с относительной толщиной от 15% в начале до 12% на конце и с [illegible] хвостиком [illegible]. Кроме того, конец крыла выполнен на [illegible]. Благодаря такой компоновке при выходе самолета на критические углы атаки срыв начинается у корня крыла и медленно, с увеличением угла атаки, распространяется к концу крыла. Одновременно с этим вследствие уменьшения числа Маха в зоне [illegible] начинает интенсивно расти [illegible] и способствует стремлению опустить [illegible].

Интенсивный рост пикирующих моментов при выходе на закритические углы атаки очень хорошо видно на диаграммах продувок на фиг. 10. Эти же продувки показывают, что на всех испытанных закритических углах атаки вплоть до $\alpha = 42°$ руль высоты полностью сохраняет свою эффективность. Эффективность элеронов при этом несколько снижается, но остается достаточной для управления самолетом. Коэффициент подъемной силы c_y и в закритической области не снижается хотя и очень медленно расти, что указывает на отсутствие [illegible] тенденции к автоколебаниям.

Благодаря таким характеристикам крыла в [illegible] критической области практически исключены [illegible] при грубых ошибках пилотирования [illegible] крыла в самопроизвольный переход [illegible] ход, при переходе к критическим углам [illegible] на отрывных вибрациях [illegible] трубы, которые [illegible] дальнейшем увеличении угла атаки [illegible] выявляется, что служит предупреждением летчику о близости критического угла атаки.

Гондолы двигателей расположены на черт[illegible] крыла. Такое расположение [illegible] выгодно с аэродинамической точки зрения, но [illegible] заметно уменьшить опасность пожара [illegible] возможность спуска [illegible] с горящим мотором при случайной [illegible] бензобаков, расположенных в крыле.

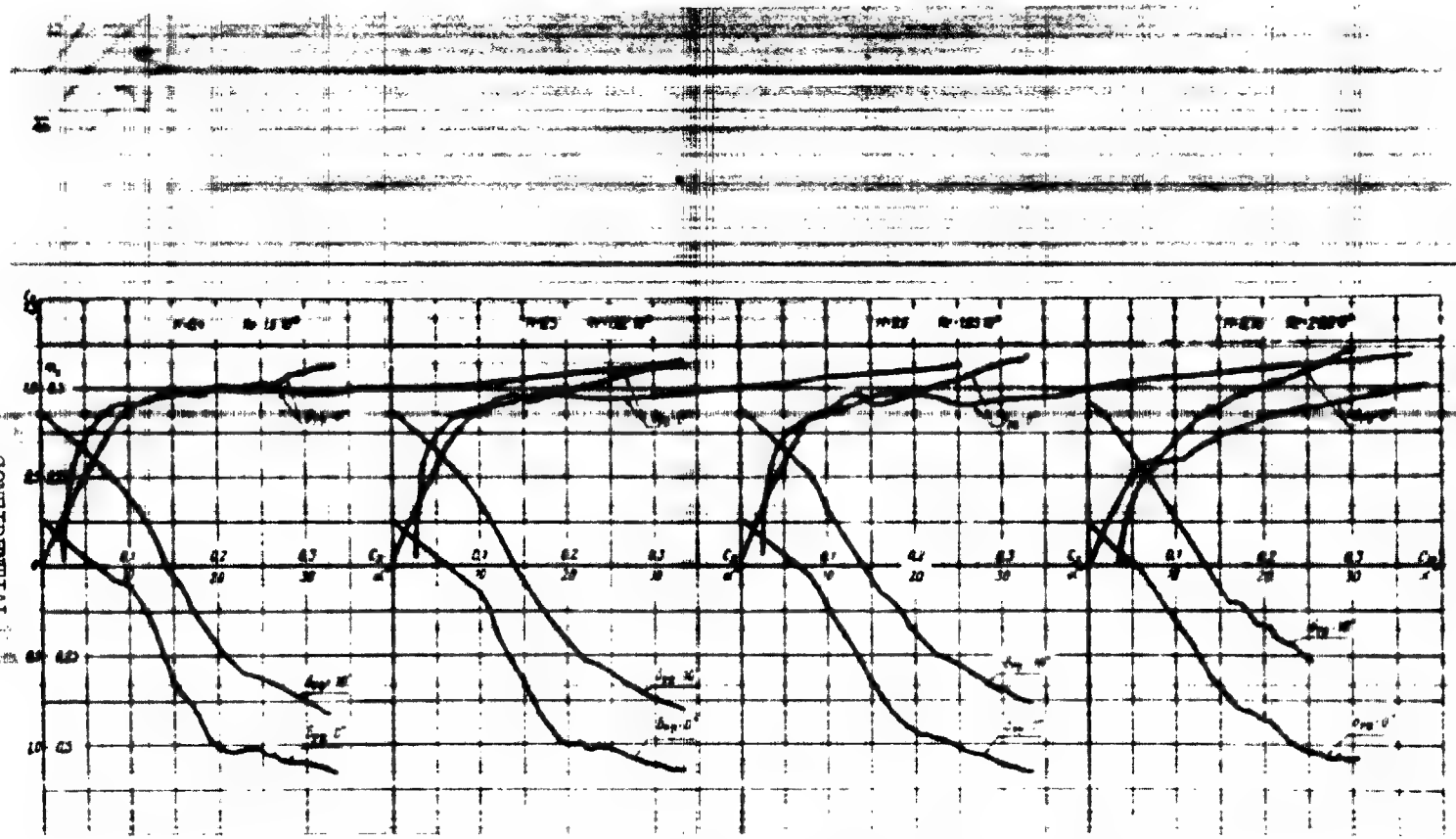
Для уменьшения вредной интерференции [illegible], образующейся задней частью гондолы [illegible] гондолы специальными обтекателями, имеющими [illegible] до задней кромки крыла характерный вид [illegible] хвоста. Применение этих обтекателей [illegible] дало предупредить интерференцию между крыл[illegible] гондолой и дало увеличение качества крыла [illegible] 5—6%.

Крыло установлено по отношению к ф[illegible] под углом 3°. При такой установке крыла [illegible] имеет наименьшее сопротивление на [illegible] режимах.

Угол поперечного V крыла [illegible] равный 3°, дает минимально необходимую [illegible] устойчивость, что в сочетании с [illegible] обеспечивает хорошие характ[illegible] боковой устойчивости и управляемости [illegible] в обычном полете, так и в случае [illegible] двигателя.

Элероны занимают 35,1% размаха и 6,5% [illegible] крыла. Благодаря 29%-ной аэродинамической [illegible] компенсации элеронов усилие управления [illegible] сительно легкое, несмотря на большие [illegible] размеры элерона.

На правом элероне имеется триммер [illegible] равной 4% площади элерона, отклоняемый [illegible]



Фиг. 10. Полары, продольная устойчивость и эффективность руля высоты

c_y — коэффициент подъемной силы; c_x — коэффициент лобового сопротивления; $\delta_{рв}$ — угол отклонения руля высоты;

α — угол атаки; M — число Маха $\left(\frac{\text{скорость полета}}{\text{скорость звука}}\right)$; Re — число Рейнольдса

необходимости полностью снять усилия на штурвале от элеронов. Максимальные углы отклонения элеронов ±20°.

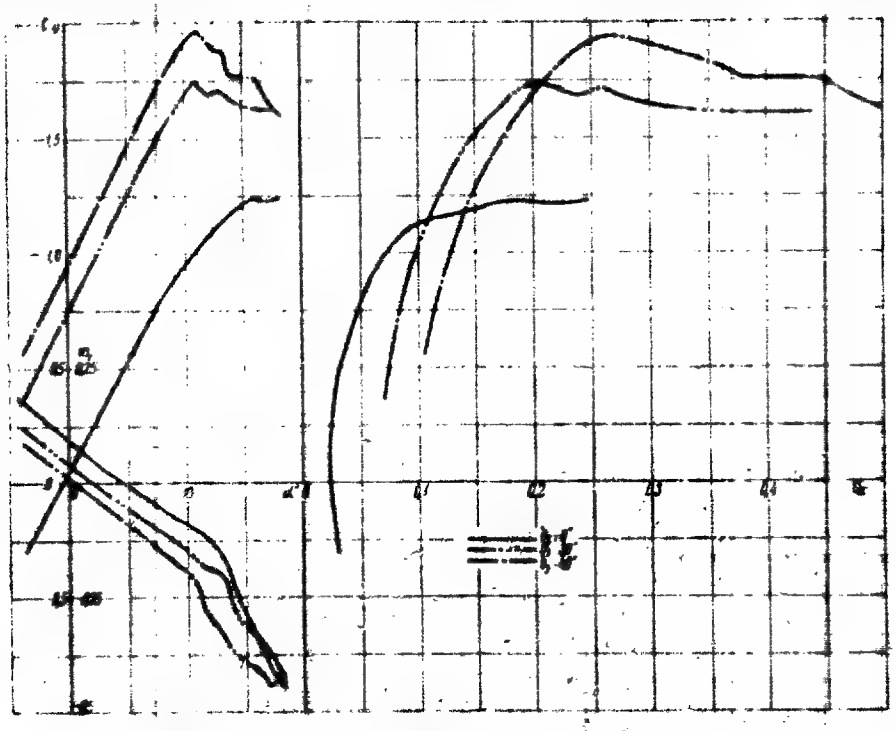
Для улучшения взлетно-посадочных свойств самолета применены двухщелевые закрылки. Площадь закрылков составляет 19,9% от площади крыла, а размах закрылков равен 64% размаха крыла. Взлетный угол отклонения закрылков равен 30°, посадочный — 40°.

Аэродинамические характеристики крыла с отклоненными закрылками приведены на фиг. 11.

рения обеспечивают самолету Ил-18 хорошую устойчивость и управляемость на всех режимах полета в широком диапазоне центровок.

Руль высоты имеет осевую аэродинамическую компенсацию 31% и триммер площадью 6,9% от площади руля. Как видно из фиг. 10, триммер весьма эффективен и позволяет полностью снимать нагрузки на штурвале. Максимальные углы отклонения руля высоты —25°, +15°.

Вертикальное оперение состоит из киля и руля поворота. Суммарная площадь вертикального оперения



Фиг. 11. Поляры и продольная устойчивость при различных углах отклонения закрылков

c_y — коэффициент подъемной силы; c_x — коэффициент лобового сопротивления; $\delta_з$ — угол отклонения закрылков; α — угол атаки; m_z — коэффициент момента тангажа

Фюзеляж хорошо обтекаемой формы. В большей своей части фюзеляж имеет форму цилиндра диаметром 3,5 м. Удлинение фюзеляжа $\lambda = 9,85$. Форма носовой части фюзеляжа определяется наличием кабины экипажа и локатора «Эмблема». В хвостовой части фюзеляжа расположено горизонтальное и вертикальное оперение. Горизонтальное оперение состоит из стабилизатора площадью 18 м² и руля высоты площадью 9,56 м².

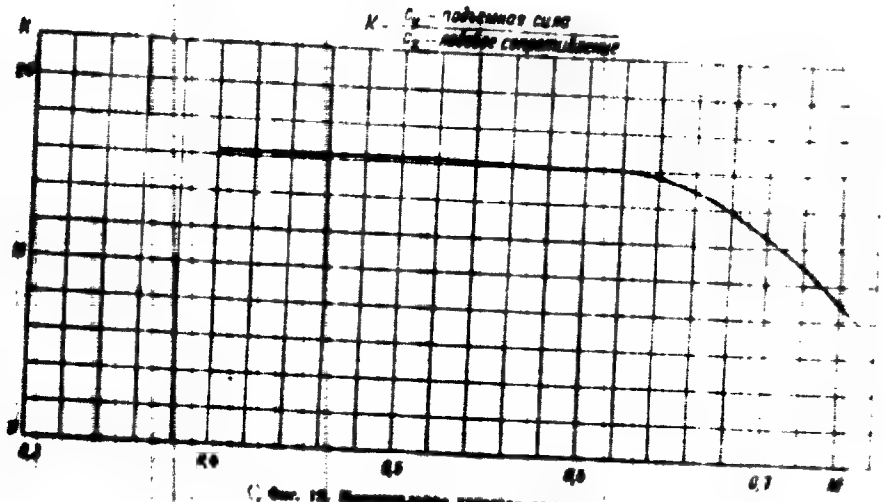
Общая площадь горизонтального оперения равна 19,8% от площади крыла, а руль высоты равен 34,4% площади горизонтального оперения. Плечо оперения относительно центра тяжести самолета равно 4,4 средней аэродинамической хорды. Коэффициент статического момента оперения равен $A_{го} = 0,88$.

Эти размеры и соотношения горизонтального оп-

равна 12,8% от площади крыла. Площадь руля поворота равна 37% от площади вертикального оперения.

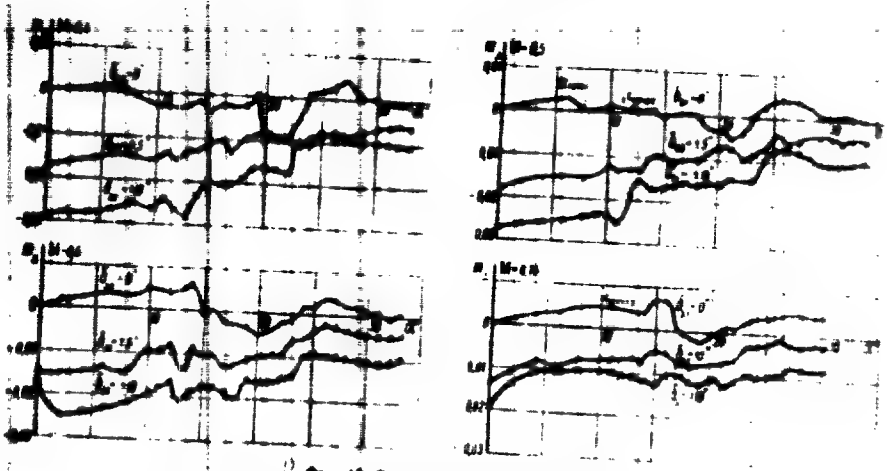
Для уменьшения усилий на педалях применены осевая аэродинамическая компенсация и пружинный сервокомпенсатор. Площади осевой компенсации и пружинного сервокомпенсатора соответственно равны 31,0 и 0% от площади руля поворота. Максимальные углы отклонения сервокомпенсатора ±15°.

Пружинный сервокомпенсатор включается в работу при усилиях на педали, превышающих 15 кг, причем угол отклонения сервокомпенсатора пропорционален приращению усилия на педали. Благодаря этому резко замедляется рост усилий при дальнейшем отклонении руля. При выполнении маневров, связанных с большими скольжениями и большими



Фиг. 12. Изменение качества самолета.

K — качество; M — число $M = \frac{\text{скорость полета}}{\text{скорость звука}}$



Фиг. 13. Эффективность элеронов.

M — число M; m_x — коэффициент момента крена; $\delta_{эл}$ — угол отклонения элеронов; $m_{x\,max}$ — максимальный коэффициент подъемной силы

отклонениями рулей, могут возникнуть падение усилий на педали и даже перемена знака усилий. Для предотвращения этого в систему руля поворота поставлены буферные пружины, включающиеся в работу при отклонениях руля свыше 12° и компенсирующие падение усилий, вызванное скольжением.

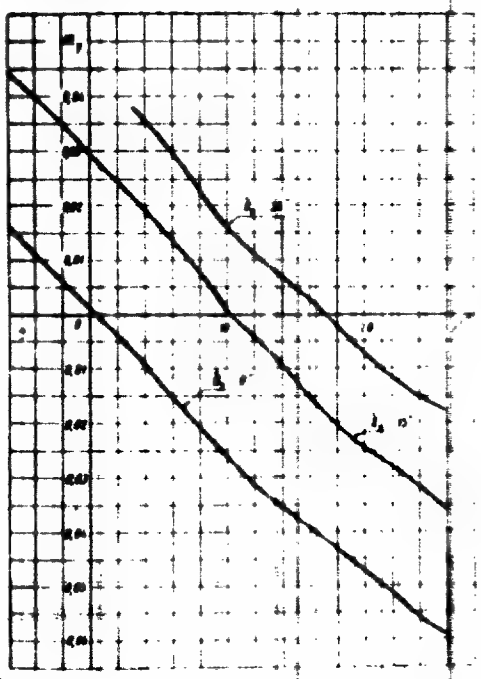
Помимо пружинного серводемпфератора, на руле поворота имеется триммер. Площадь триммера 8,6% от площади руля.

Усилия на педалях, необходимые для балансировки самолета в полете как с одним, так и с двумя отказавшими двигателями, полностью снимаются этим триммером.

2. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Аэродинамические характеристики самолета Ил-18 получены при испытаниях модели и представлены в виде диаграмм аэродинамических коэффициентов.

На фиг. 11 даны поляры самолета, кривые коэффициента подъемной силы и коэффициента момента в зависимости от угла атаки при малых числах М без закрылков и с закрылками во взлетном и посадочном положении. Эти кривые хорошо иллюстрируют эффективность закрылков.

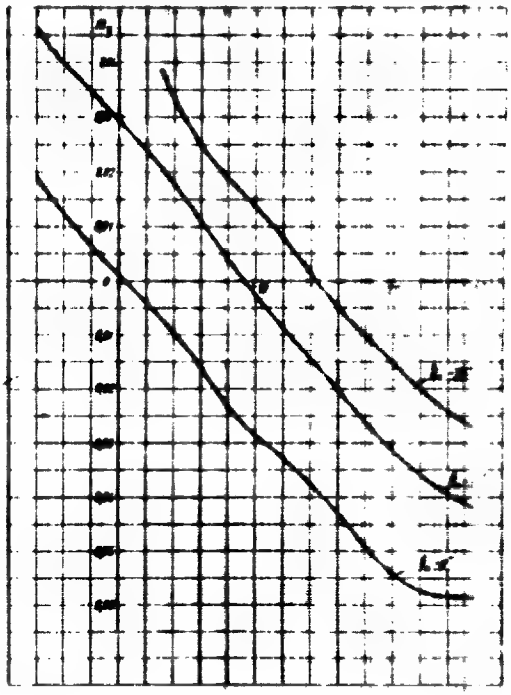


Фиг. 14. Путевая устойчивость и эффективность руля поворота при α = 5° и β = 0°

α — угол атаки;
$\delta_з$ — угол отклонения закрылков;
m_y — коэффициент момента рыскания;
$\delta_р$ — угол отклонения руля поворота;
β — угол скольжения

На фиг. 10 даны те же характеристики самолета с неотклоненными закрылками на большие числа М от М = 0,4 до М = 0,75 на углах атаки до α = 8° и для двух значений отклонений руля высоты $\delta_{в0}$ = 0° и $\delta_{в0}$ = 10°.

На фиг. 12 приведена основная аэродинамическая характеристика самолета — аэродинамическое качество, представляющее отношение подъемной силы крыла к лобовому сопротивлению самолета. На этой



Фиг. 15. Путевая устойчивость и эффективность руля поворота при α = 5,1° и $\delta_р$ = 40°

α — угол атаки;
$\delta_з$ — угол отклонения закрылков;
m_y — коэффициент момента рыскания;
$\delta_р$ — угол отклонения руля поворота;
β — угол скольжения.

диаграммы видно, что до М = 0,62 влияние сжимаемости воздуха практически не сказывается на несущей способности крыла.

На фиг. 13 представлены кривые коэффициента крепящего момента в зависимости от угла отклонения элеронов, угла атаки и числа М. Эти кривые показывают, что элероны эффективны во всем диапазоне возможных углов атаки и чисел М.

Из фиг. 14 и 15, на которых даны коэффициенты путевой устойчивости с неотклоненными и отклоненными на 40° закрылками в зависимости от угла скольжения и отклонения руля поворота, видно, что самолет обладает хорошей путевой устойчивостью и управляемостью.

Эффективность рулей достаточна для балансировки самолета на углах скольжения до 15°.

2. ЛЕТНЫЕ ДАННЫЕ

Все летные данные, помещенные в настоящем разделе, получены при испытаниях самолета Ил-18 с четырьмя двигателями АИ-20 и винтами АВ-68И (диаметром 4,5 м) и приведены к стандартным атмосферным условиям.

МАКСИМАЛЬНЫЕ СКОРОСТИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

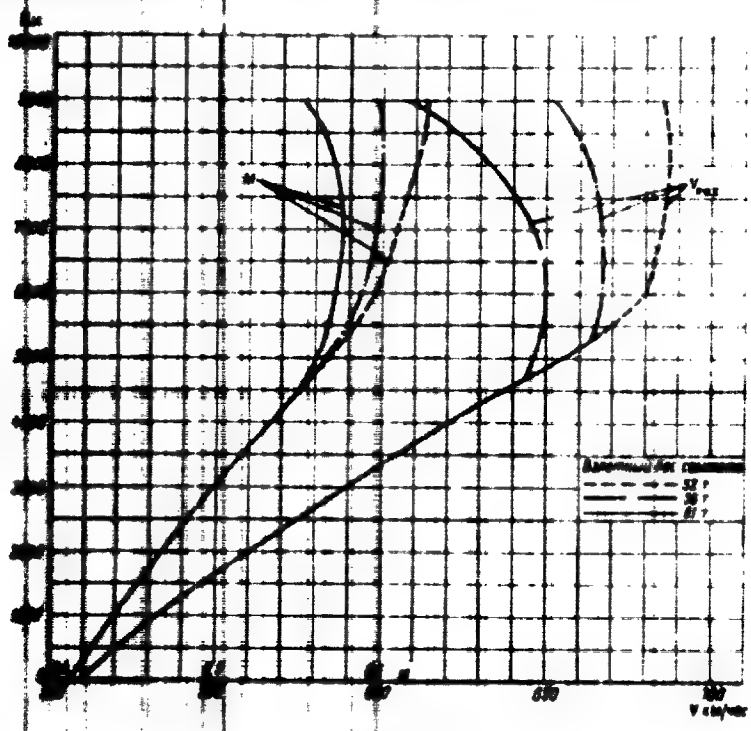
Максимальные скорости горизонтального полета по высотам и соответствующие им числа М на номинальном режиме работы двигателей даны на фиг. 16 и в табл. 1.

H м	$G_{пол}$ [illegible] т $V_{пр}$ км/час	M	$G_{пол}$ [illegible] т $V_{пр}$ км/час	M	[illegible]
7000	681	0,6[illegible]	[illegible]	[illegible]	[illegible]
8000	686	0,619	[illegible]	0,59[illegible]	[illegible]
9000	[illegible]85	0,6[illegible]	[illegible]	0,59[illegible]	[illegible]

Внимание! 1. Максимальные [illegible] максимальным [illegible] высот:

$H = 4700$ м при весе 61 т
H 5200 м » » 56 т
H 5600 м » » 52 т

2. Максимально [illegible]



Фиг. 16. Макс[illegible] горизонтального [illegible] М [illegible] высоты. [illegible] лета

Таблица 1

H м	$G_{пол}$ [illegible] т V км/час	M	$G_{пол}$ [illegible] т $V_{пр}$ км/час	M	$G_{пол}$ [illegible] т $V_{пр}$ км/час	M
0	510	0,415	510	0,415	510	0,415
[illegible]	532	0,440	532	0,440	[illegible]	0,440
[illegible]	[illegible]	[illegible]	560	[illegible]	[illegible]	[illegible]
[illegible]	[illegible]	[illegible]	590	[illegible]	[illegible]	0,4[illegible]
[illegible]	[illegible]	0,5[illegible]	620	0,502	[illegible]	0,5[illegible]
[illegible]	[illegible]	0,5[illegible]	655	0,5[illegible]	[illegible]	0,5[illegible]
[illegible]	670	0,5[illegible]	666	0,5[illegible]6	[illegible]	0,570

СКОРОПОДЪЕМНОСТЬ

Вертикальные скорости, время набора высоты и наивыгоднейшие скорости набора при номинальном режиме работы двигателей приведены на фиг. 17 и в табл. 2.

Таблица 2

H м	$G_{пол}$ 52 т [illegible]	t мин	[illegible]	[illegible]	$G_{пол}$ [illegible] т t мин	[illegible]	[illegible]	t мин
0	10,9	0	317	[illegible]	[illegible]	[illegible]	[illegible]	[illegible]
1000	10,3	1,5	365	9,[illegible]	[illegible]	[illegible]	[illegible]	[illegible]

Продолжение

H м	$G_{взл}=[illegible]$ т				$G_{взл}=[illegible]$ т				$G_{взл}=[illegible]$ т			
	$V_{н\,кр}$ км/ч	l км	$V_{н\,max}$ км/ч	$V_{пр\,max}$ км/ч	$V_{н\,кр}$ км/ч	l км	$V_{н\,max}$ км/ч	$V_{пр\,max}$ км/ч	$V_{н\,кр}$ км/ч	l км	$V_{н\,max}$ км/ч	$V_{пр\,max}$ км/ч
[illegible]	10,1	1,2	[illegible]	[illegible]	9,1	3,8	[illegible]	7,9	[illegible]	4,1	[illegible]	[illegible]
[illegible]	9,7	4,1	[illegible]	[illegible]	8,7	5,4	[illegible]	7,5	[illegible]	6,2	[illegible]	[illegible]
[illegible]	9,3	6,6	[illegible]	[illegible]	8,4	7,4	[illegible]	7,3	[illegible]	8,4	[illegible]	[illegible]
[illegible]	9,2	8,4	[illegible]	[illegible]	7,4	9,3	[illegible]	6,9	[illegible]	11	[illegible]	[illegible]
[illegible]	8,9	10,7	[illegible]	[illegible]	6,1	12	[illegible]	6,6	[illegible]	14,2	[illegible]	611
[illegible]	8,6	13,4	[illegible]	[illegible]	4,8	15	[illegible]	6,4	[illegible]	16,8	[illegible]	527
[illegible]	4,2	16,8	[illegible]	[illegible]	3,8	[illegible]	[illegible]	6,1	[illegible]	24,2	[illegible]	542
[illegible]	3,3	21,8	[illegible]	[illegible]	2,3	24,5	[illegible]	0,85	[illegible]	[illegible]	[illegible]	[illegible]
[illegible]	2	30,1	[illegible]	[illegible]	1	36,5	[illegible]	—	—	—	—	—
[illegible]	[illegible] м				10370 м				[illegible] м			

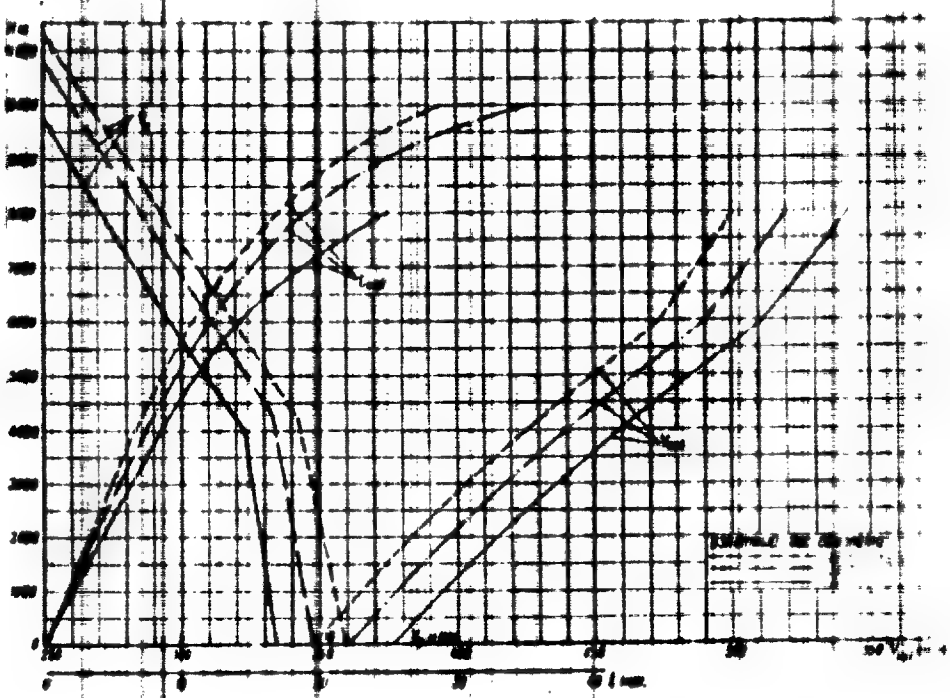
ВЫВОД

Все данные приведены к стандартным атмосферным условиям: $p=760$ мм рт. ст. $t=+15°$.

Взлет производится с бетонной полосы, двигатели — на взлетном режиме. Закрылки отклонены на угол 30°.

В табл. 3 приведены данные по [illegible] самолету с четырьмя работающими двигателями, в табл. 4 и 5 — данные по завершению взлету в [illegible] ному взлету с одним (любым) двигателем, отключенным в точке критической скорости. [illegible] скорость выбрана из условия [illegible] длины потребного разбега с [illegible] ниям двигателей и длины дистанции [illegible] ного взлета.

При таком выборе критической скорости получается наименьшая длина потребной взлетной полосы. Исходя из этих соображений, при отказе двигателя на скорости меньше критической следует прекратить взлет, а если отказ на скорости больше критической взлет следует завершить.



Фиг. 17. Максимальная вертикальная скорость, время набора высоты и скорости набора по траектории в зависимости от высоты полета.

H — высота полета; $V_н$ — нормальная скорость (скороподъемность); V_{max} — скорость набора по траектории; t — время набора высоты; $G_{взл}$ — взлетный вес самолета.

Таблица 3

$G_{пр}$ в т	59	54	55	59	61
$V_{пр}$ в км/час	200	207	211	214	220
$L_{пр}$ в м	900	900	900	1000	1200
$L_{пр}$ фактическая в м	1510	1400	1600	1700	2000

Таблица 4

$G_{пр}$ в т	59	54	55	59	61
$V_{пр}$ в км/час	160	166	172	185	190
$V_{пр}$ в км/час	225	227	231	238	242
$L_{пр}$ в м	1210	1230	1430	1870	1810
$L_{пр}$ фактическая в м	[illegible]	2000	2000	2010	2000

Таблица 5

$G_{пр}$ в т	59	54	55	59	61
$V_{пр}$ в км/час	160	165	172	185	190
$L_{пр}$ до $V_{пр}$ в м	670	680	690	700	800
$L_{пр}$ до $V_{пр}$ на V в м	700	710	800	800	900
$L_{пр}$ полн. в м	1210	1310	1400	1870	1810

ПОСАДКА

Пробежка происходит с выпущенными, отклоненными на 40° закрылками.

Данные по длине пробега в посадочной дистанции приведены в табл. 6.

Таблица 6

$G_{пр}$ в т	49	44	46	48	51
$V_{пр}$ в км/час	182	186	193	196	202
$L_{пр}$ в м	600	600	720	765	800
$L_{пр}$ полная в м	1170	1210	1280	1350	1380

[illegible] превышать [illegible]. [illegible] разрешается посадка самолета [illegible] при коэффициенте значения [illegible] имеют возможность всего, или часть высоты к прилету.

2. При пробеге [illegible] щитами, сетками с упора, а затем [illegible] 170 км/час включается тормоз колес, затем [illegible] в сторону.

3. Разрешается посадка с боковым [illegible] в сторону.

4. Уход на второй круг возможен [illegible] начала выдерживания при выпущенных [illegible] и с высоты 20 м при одном или двух [illegible] моторах.

ДОПУСТИМЫЕ СКОРОСТИ И ВЫСОТЫ ПО [illegible]

На фиг. 18 даны [illegible] допустимых скоростей и высот полета.

Индикаторная скорость [illegible] душной скоростью полета соотношением V_i [illegible] где $\Delta = 0{,}379\ P$ мм рт. ст. Т [illegible]

В левой части диаграммы нанесены [illegible] минально-допустимых [illegible] летного веса и высоты при полете [illegible] атмосфере, так и в болтанку с порывами [illegible] $W_y = 10$ м/сек.

При полете в области скоростей [illegible] линии минимально допустимых скоростей [illegible] лете возникает тряска, предупреждающая [illegible] на большие углы атаки.

Сверху область допустимых скоростей [illegible] ограничивается максимально допустимым [illegible] $M = 0{,}65$ и максимально допустимыми скоростями [illegible] $V_{max} = 610$ км/час в горизонтальном [illegible] и $V_{max} = 610$ км/час в планировании. [illegible] чения установлены в соответствии с нормами [illegible] для самолетов.

В правом нижнем углу дан график [illegible] от числа M коэффициента подъемной силы [illegible] при которых на самолете возникает [illegible] тряска.

Минимальные скорости самолета [illegible] на взлетном и посадочном положении на 7–20% меньше минимальных скоростей самолета [illegible] выпущенными закрылками.

СКОРОСТИ СРЫВА

В табл. 7 приведены скорости срыва в [illegible] сти от полетного веса и угла отклонения [illegible] нов.

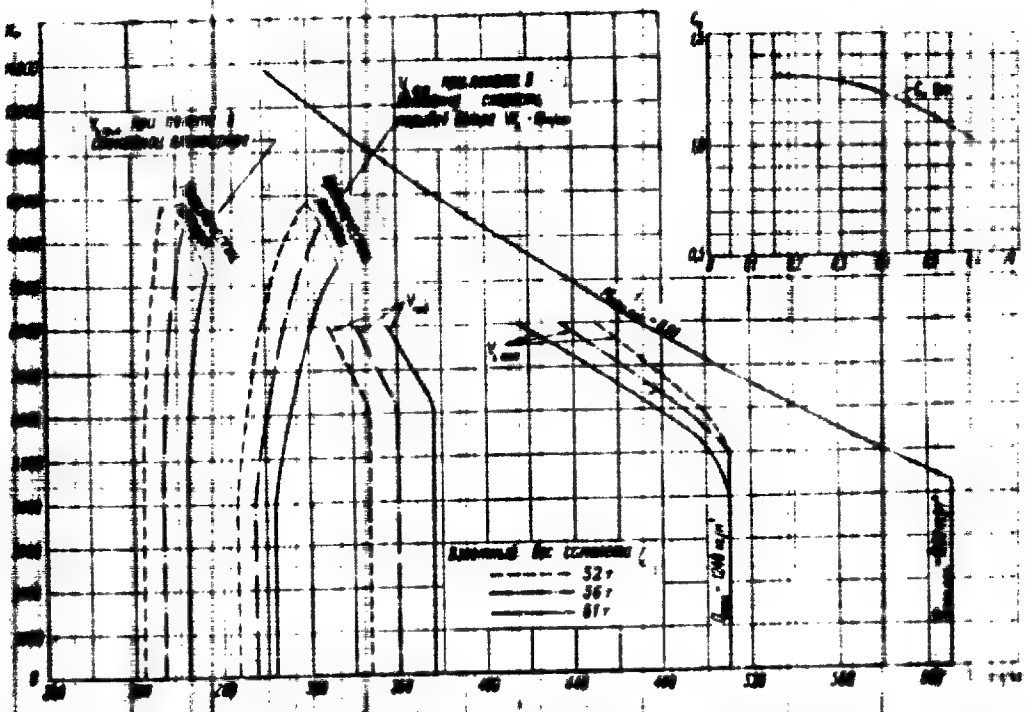
При уменьшении скорости полета до [illegible] срыва самолет опускает нос и начинает [illegible] рать скорость.

Эффективность органов управления на [illegible] срыва достаточна.

Таблица [illegible]

	Полетный вес самолета т	52	4	56	[illegible]	[illegible]
Скорости срыва км/час	Закрылки в посадочном положении $\delta_з = 40°$	171	74	17	[illegible]	-5
	Закрылки на взлетном положении $\delta_з = 20°$	175	00	18	[illegible]	[illegible]
	Закрылки убраны $\delta_з = 0°$	184	98	21	[illegible]	[illegible]

Примечание. Выпуск и уборка [illegible] сов не влияют на величину скорости срыва.



Фиг. 10. Двухфазные диаграммы скорости полета в зависимости от полетного веса

V — скорость полета; V_i — индикаторная скорость; $V_{i\,max}$ — максимальная индикаторная скорость; $V_{i\,ср}$ — среднемаршевая индикаторная скорость; $V_{кр}$ — индикаторная скорость перехода на крейсерский; C_y — коэффициент подъемной силы; N — число M; N_{max} — предельный [illegible]; q_{max} — максимальный скоростной напор; [illegible] — [illegible] скоростной напор.

ДАЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

Большая емкость топливных баков, вмещающих до 10 000 кг топлива, и значительные размеры грузовых отделений позволяют эффективно использовать самолет Ил-18 для перевозки пассажиров и груза на расстояния от 800 до 5000 км.

Ниже приводятся диаграммы зависимости между дальностью полета на высотах 7000, 8000, 9000 м, полетным весом, нагрузкой топлива и коммерческой нагрузкой. По этим диаграммам можно решать задачи, связанные с перевозкой заданной коммерческой нагрузки на заданное расстояние. По оси абсцисс на этих диаграммах отложена коммерческая нагрузка в тоннах, по оси ординат отложены расстояния в километрах. Потребный запас топлива и получающийся при этом взлетный вес показаны на диаграммах четвертой кривой с соответствующими надписями. Порядок пользования диаграммами можно уяснить на следующем примере.

Требуется перевезти 10 т коммерческой нагрузки на расстояние 3000 км. Высота полета 8 км. На трассе ожидается встречный ветер скоростью до 50 км/час. Определить потребное количество топлива и взлетный вес самолета.

По шкале дальности и шкале скорости ветра находим точку A, соответствующую дальности [illegible] и скорости ветра 50 км/час.

Из точки A проводим линию, параллельную линии встречного ветра, до пересечения с линией скорости ветра (точка B). Из точки B проводим горизонтальную прямую до пересечения с [illegible], восстановленным из отметки $G_{ком} = 10$ т [illegible] коммерческой нагрузки. В точке пересечения (точка B) находим потребный запас топлива [illegible]. Взлетный вес 57,8 т.

В найденную величину потребного [illegible] полета запаса топлива входит резервный запас топлива на час полета и топливо, необходимое [illegible] пробы двигателей и рулежки перед взлетом [illegible] посадки.

Диаграммы составлены для веса снаряженного самолета $G_{сн} = 33\,000$ кг, что соответствует весу самолета без топлива, коммерческой нагрузки [illegible] бортового запуска.

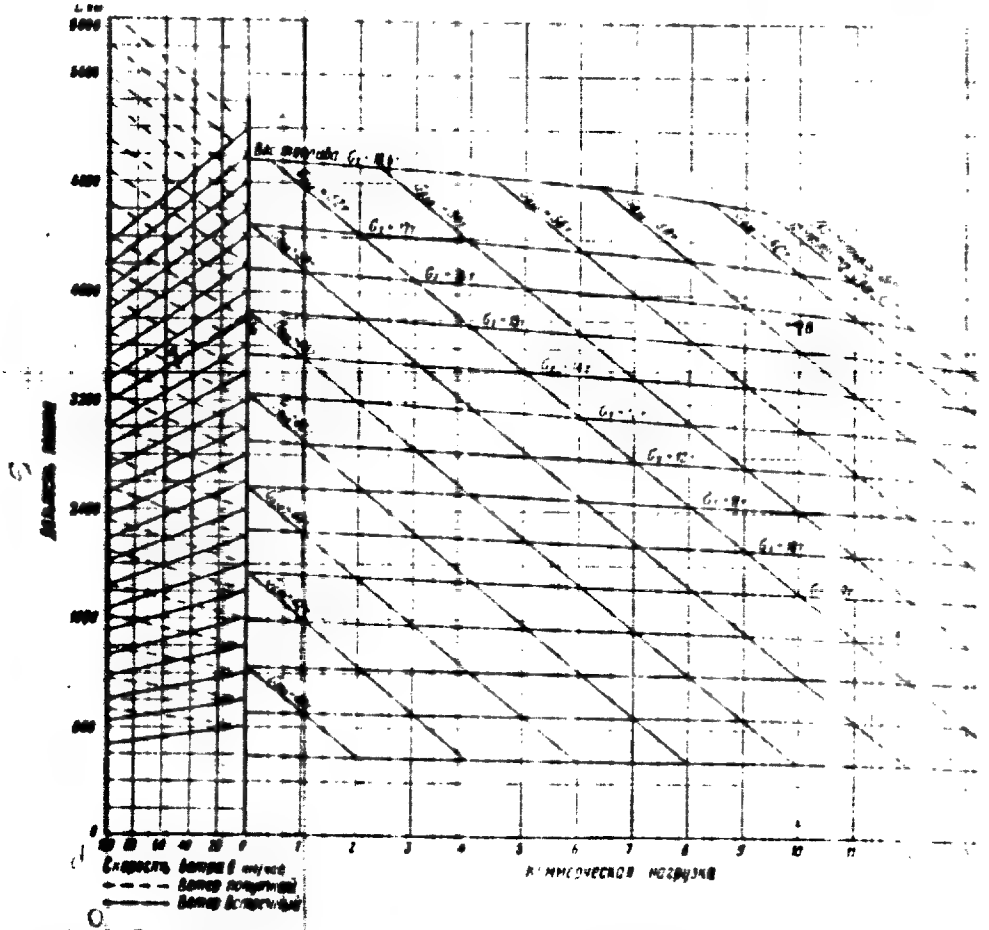
При другом весе снаряженного самолета [illegible] соответственно изменить принятый для расчета [illegible] коммерческой нагрузки.

Все исходные данные остаются, как и в предыдущем расчете, но $G_{взл}$ = 33 700 кг, т. е. самолет стал «тяжелее» на 700 кг. Тогда при сохранении фактической коммерческой нагрузки в 10 т для расчета следует взять коммерческую нагрузку не 10 т, а 10,7 т и на диаграмме найти $G_{топл}$ = 14,9 т и $G_{пр}$ = 58,6 т.

Дальность полета для тех случаев, которые не отражены в диаграммах фиг. 19, 20 и 21, можно подсчитать по диаграмме обобщенных километровых расходов топлива в зависимости от числа M и приведенного веса самолета (фиг. 22).

Приведенный вес равен взлетному весу, умноженному на отношение $\frac{\rho_0}{\rho_H}$, где ρ_0 [illegible] ление на высоте полета в [illegible]

Километровый расход топлива [illegible] общенного километрового расхода [illegible] в тонах. К топливу, потребному [illegible] ного полета, необходимо [illegible] во топлива, которое расходуется [illegible] и снижения до H = 4000 м [illegible] топлива на набор высоты и [illegible] путь определяются по фиг. 25. [illegible] пройденный путь на снижении до H = 4000 м [illegible] ся независимо от веса по [illegible]



Фиг. 20. Диаграмма зависимости дальности полета на высоте 7000 м от взлетного веса самолета, [illegible] коммерческой нагрузки

При расчете дальности учтены:

1) [illegible] запас топлива на [illegible] полета 1400 кг;

2) расход топлива на пробу двигателей [illegible] с высоты 4000 м и посадку 1100 кг.

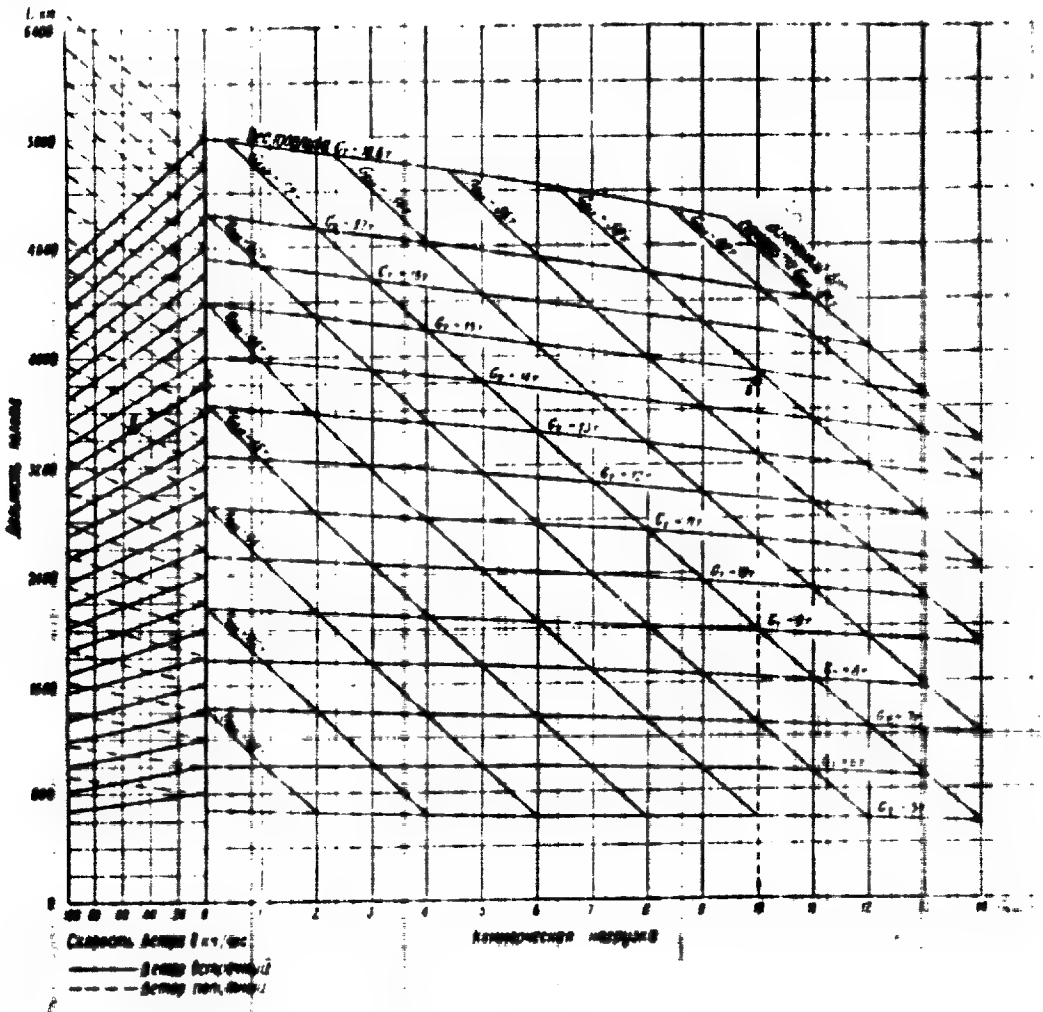
Вес снаряженного самолета, т = вес самолета без топлива [illegible] коммерческой нагрузки [illegible] по соответствующим кривым [illegible] жирных мест [illegible]

При другом [illegible] коммерческой нагрузки [illegible]

Скорость по [illegible]

25X1

CONFIDENTIAL



Фиг. 20. Диаграмма зависимости дальности полета на высоте 5000 м от полетного веса самолета [illegible] и коммерческой нагрузки

При расчете дальности учтено:

1) аэронавигационный запас топлива на 1 час полета 1800 кг.

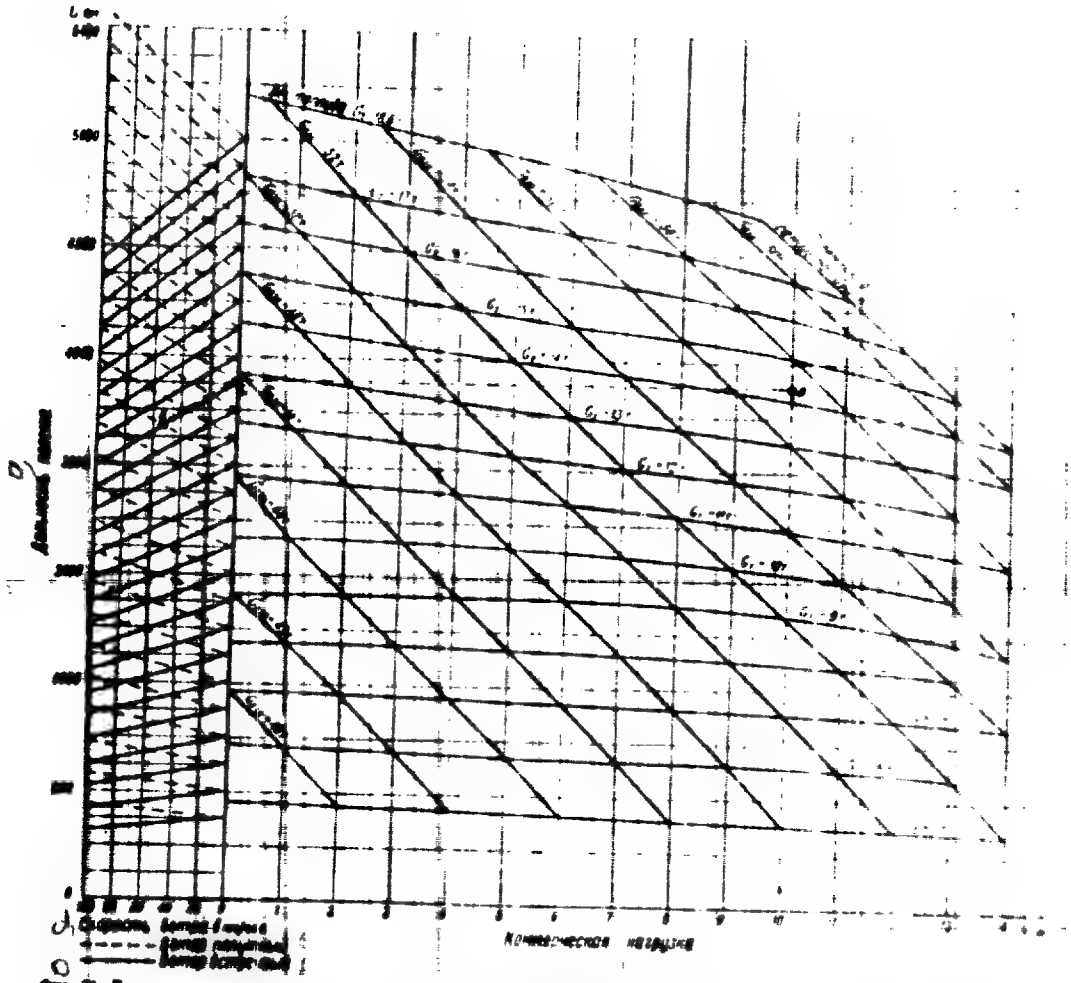
2) расход топлива на рулежку и взлет 2 рулежки, планирование с высоты 4000 м и [illegible] 1160 кг.

Вес снаряженного самолета [illegible] вес самолета без топлива и коммерческой нагрузки, принят равным G_c [illegible] что соответствует варианту с [illegible] 34 [illegible] жирских мест и без бортового запаса.

При других значениях G_c [illegible] величина коммерческой нагрузки.

Скорость полета принята равной [illegible]

CONFIDENTIAL



Фиг. 18. Диаграмма зависимости дальности полета на высоте 9000 м от взлетного веса самолета, запасных топлива и коммерческой нагрузки.

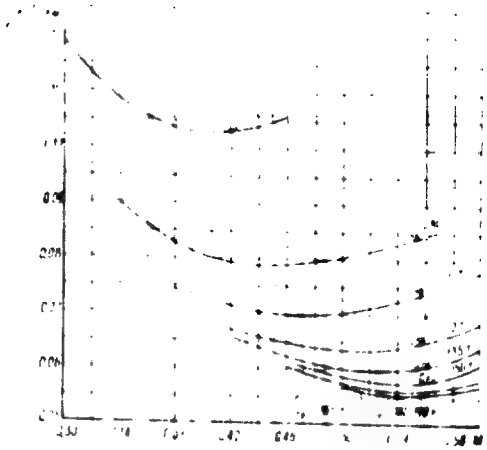
При расчете дальности учтены:

1) аэродинамический запас топлива на 1 час полета 1000 кг;

2) расход топлива на пробу двигателей, руление, взлетание с высоты 4000 м и посадку 1100 кг.

Вес снаряженного самолета, т. е. вес самолета без топлива и коммерческой нагрузки, [illegible] что соответствует дальности [illegible] жирских чистых и без [illegible]

При других значениях [illegible] величина коммерческой нагрузки [illegible] равной 6,25 кг/час.



Фиг. 22. Обобщенная характеристика километровых расходов топлива (нормальный полет с четырьмя работающими двигателями)

$\bar{q}$ — обобщенная характеристика километровых расходов топлива.

Истинный расход топлива на километр пути

$$q = \bar{q} \cdot G_{пр} \text{ (кг/км)},$$

$G_{пр}$ — приведенный вес самолета

$$G_{пр} = G_{взл} \cdot \frac{760}{p_H} \text{ (т)},$$

где $G_{взл}$ — взлетный вес самолета в т;

p_H — атмосферное давление в мм рт. ст. на высоте полета H;

M — число M

Таблица 8

Расход топлива и путь при снижении до $H = 4000$ м

Двигатели на режиме малого полетного газа

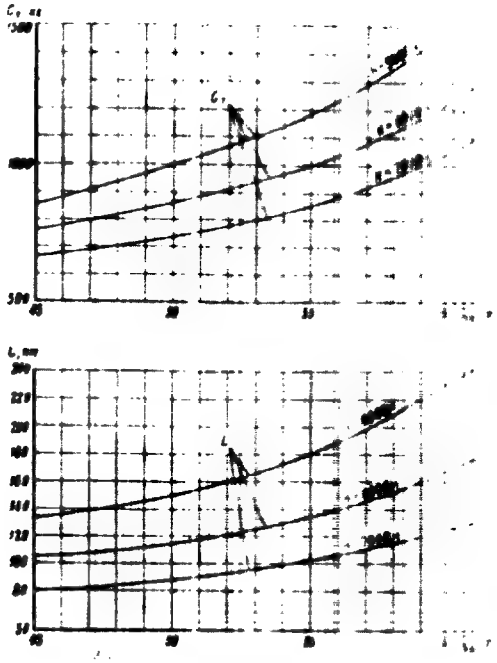
Высота, с которой начинается снижение м	Расход топлива кг	Путь км
9000	350	150
8000	290	120
7000	220	90
6000	150	60
5000	80	30

Кроме того, добавляется 1100 кг топлива на пробу двигателей, руление перед взлетом и после посадки и на снижение с $H = 4000$ м, а также 1800 кг резервный запас топлива на 1 час полета.

В случае отказа одного двигателя при уменьшении крейсерской скорости до 550 км/час дальность полета не уменьшается. В случае же отказа двух двигателей [illegible] на меньших скоростях и высотах [illegible] дальности.

ТАРИРОВКА УКАЗАТЕЛЯ СКОРОСТИ

[illegible]



Фиг. 23. Расход топлива и путь при наборе высоты

L — дальность полета; H — высота полета; $G_т$ — [illegible] топлива; $G_{взл}$ — взлетный вес самолета

4. УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

ПРОДОЛЬНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

Самолет Ил-18 обладает хорошей устойчивостью и управляемостью в широком диапазоне центровок на всех эксплуатационных режимах полета.

За меру продольной устойчивости по перегрузке принимается разность между полетной центровкой и нейтральной центровкой по перегрузке. [illegible] называется *запасом продольной устойчивости*. Запас устойчивости должен быть не менее [illegible] САХ. На фиг. 24 даны нейтральные [illegible] по перегрузке для самолета с заданными и [illegible] управлением. Как видно из графиков, на всех скоростях полета запас устойчивости для предельно задней эксплуатационной центровки [illegible] больше минимально допустимого.

При более передних центровках [illegible] будет увеличиваться. На фиг. 25 даны характеристики продольной управляемости, кривые $\frac{P^*}{n}$ [illegible] силы на штурвале для создания [illegible] перегрузки и соответствующие им кривые [illegible] отклонения руля $\frac{d\delta_в}{dn}$ при различных весах, [illegible] и скоростях полета. На всех [illegible] режимах полета самолета [illegible] $\frac{P^*}{n}$ [illegible] пределы допустимых [illegible]

[redacted] 25X1

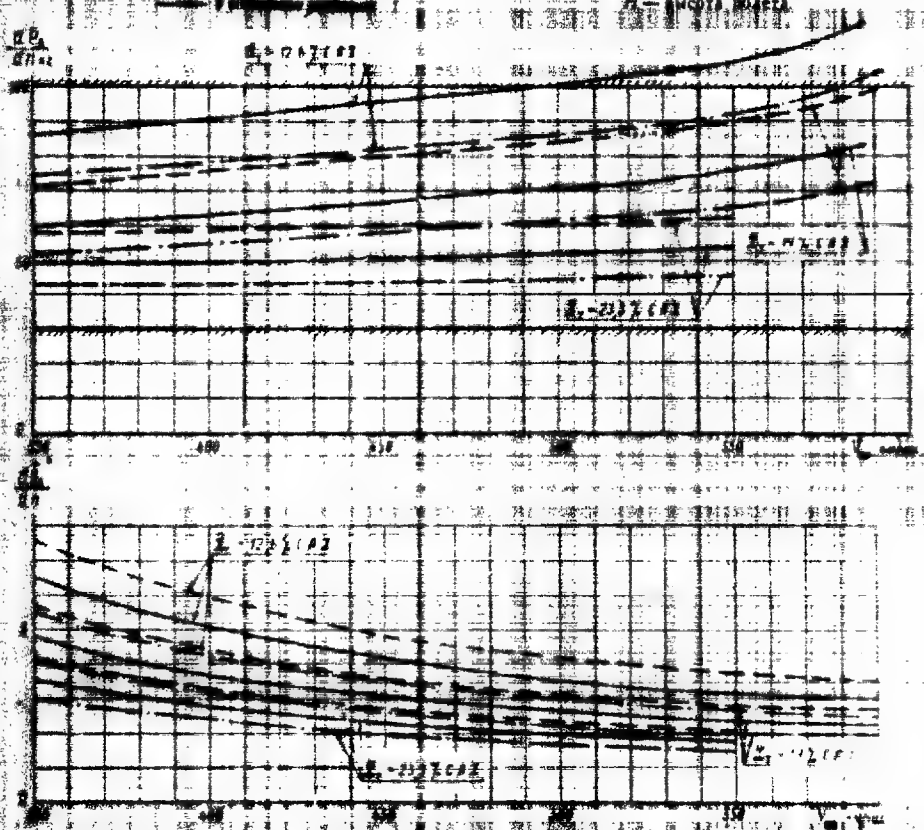
На фиг. 26, 27, 28, 29 приведены [illegible] кривые потребных отклонений [illegible] соответствующих им усилий на штурвале при [illegible] менном положении триммера для [illegible] молета при различных условиях [illegible] триммера усилия, необходимые для балансировки самолета, могут быть полностью сняты.

Триммер руля высоты весьма эффективен, [illegible] видно из фиг. 30, на которой показана кривая зависимости изменения усилий на штурвале при отклонении триммера на 1°.

На фиг. 31 даны потребные для посадки [illegible] руля высоты в зависимости от центровки и состояния

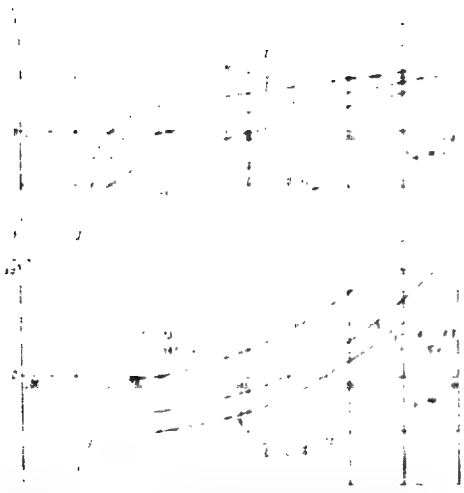
Фиг. 24. Нейтральные центровки по перегрузке ([illegible]).

$\bar{x}_T$ — САХ — центровка самолета;
$V_{пр}$ — скорость полета по прибору;
H — высота полета.



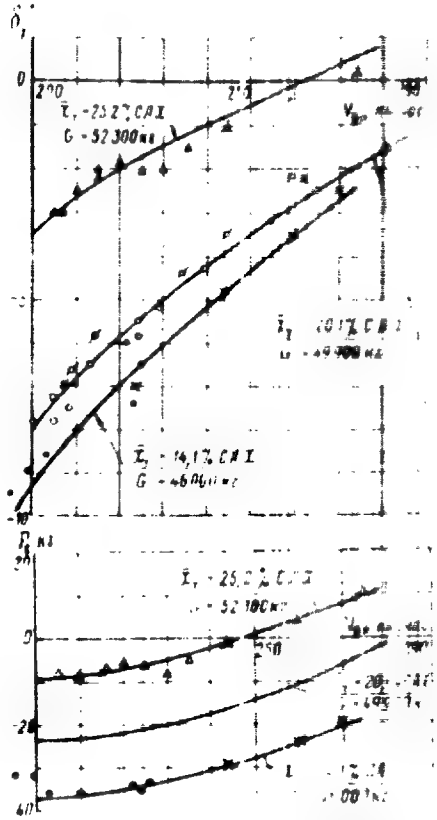
Фиг. 25. Зависимость отклонения руля высоты и усилия на штурвале на самолете [illegible]

$\bar{x}_T$ — САХ — центровка самолета;
$V_{пр}$ — скорость полета по прибору;
$\delta_в$ — потребные отклонения руля высоты;
$P_ш$ — потребные усилия на штурвале для сбалансировки самолета;
G — вес самолета.

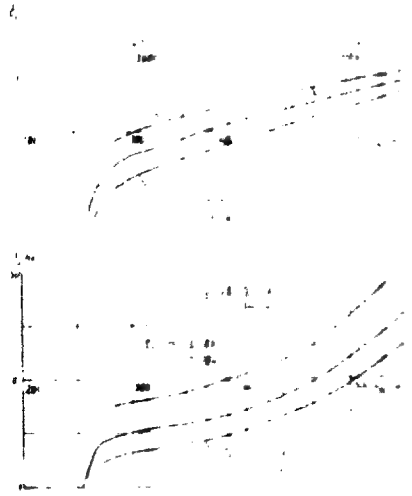


Фиг. 26. Балансировочные кривые отклонений руля высоты и усилий на штурвале по скорости и приборной высоте при работе двигателей на номинальном режиме. Шасси и закрылки убраны

$\delta_в$ — [illegible]
$P_в$ — [illegible]
$\delta_в$ — [illegible]
$\bar{x}_T$ — центровка самолета
$V_{пр}$ — скорость полета по прибору
G — вес самолета;
$H_{пр}$ — приборная высота.



Фиг. 27. Балансировочные кривые отклонений руля высоты и усилий на штурвале по скорости приборной высоты при работе двигателей на номинальном режиме. Шасси выпущено, закрылки в посадочном положении



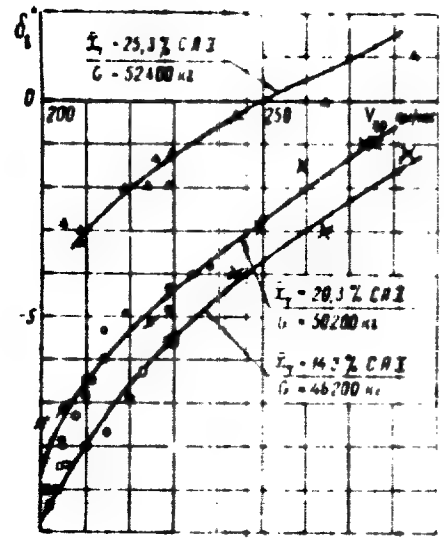
Фиг. 28. Балансировочные кривые отклонений руля высоты и усилий на штурвале по скорости приборной высоты при работе двигателей на [illegible] режиме. Шасси и закрылки убраны

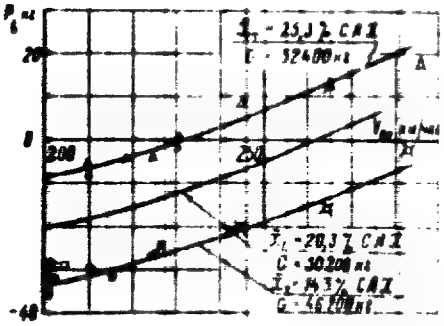
[illegible]

[illegible] на одной и той же высоте [illegible]

БОКОВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

[illegible]





Фиг. 29. Балансировочные кривые отклонений руля высоты и усилий на штурвале по скорости при отклонении [illegible] при работе двигателей на режиме часового [illegible] в вышено, закрылки в положении [illegible]

$\delta_в = 40°$ [illegible] $\delta_т = +0,5°$ [illegible]

$\delta_в$ — угол отклонения закрылков;
$\delta_т$ — угол отклонения триммера руля высоты;
$\delta_в$ — угол отклонения руля высоты;
$P_в$ — усилие на штурвале при отклонении руля высоты;
$V_{пр}$ — скорость полета по прибору;
$H_{ср}$ — средняя высота полета;
G — вес самолета;
$\bar{x}_T$ — центровка самолета

Отношение угловых скоростей [illegible] невелико, что значительно облегчает [illegible] самолета при заданном отклонении [illegible]

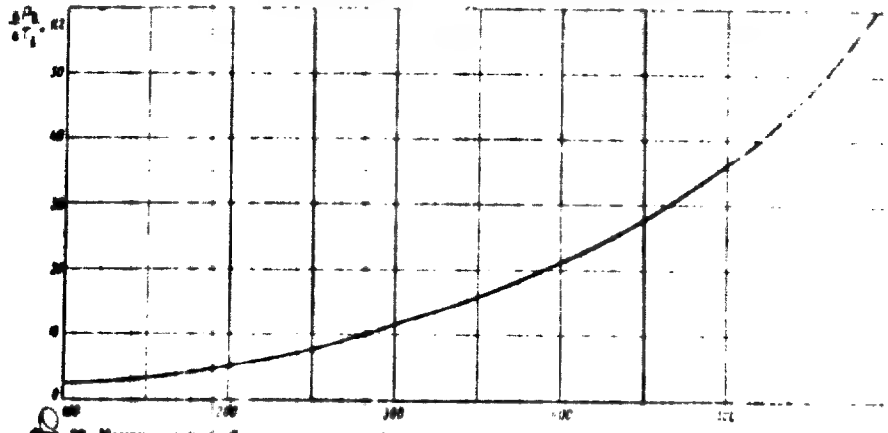
На фиг. 33 и 34 даны балансировочные [illegible] отклонений и усилий по управлению [illegible] ворота и элеронов по [illegible] ном полете со скольжением.

УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ ПРИ ОТКАЗЕ ДВИГАТЕЛЕЙ

Наиболее тяжелым с точки зрения [illegible] балансировки самолета является [illegible] скоростях с одним отказавшим крайним двигателем и остальными двигателями, работающими на [illegible] ной мощности.

На фиг. 35 и 36 даны балансировочные [illegible] для руля поворота и элеронов при [illegible] шим крайним двигателем на [illegible] = 265 км/час. Закрылки находятся [illegible] ложении. Винт отказавшего двигателя [illegible] устанавливается во флюгер [illegible] димые для балансировки усилия могут быть [illegible] ностью сняты триммерами.

В случае отказа автофлюгера потребуются [illegible] сировки усилия будут значительно [illegible]



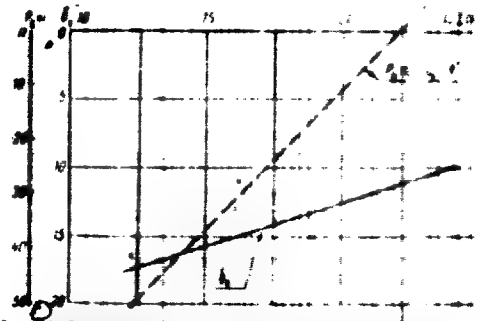
Фиг. 30. Изменение усилий на штурвале на 1° отклонения триммера руля высоты по скорости [illegible]

$\frac{\Delta P_в}{\Delta \delta_т}$ — усилие на штурвале при отклонении триммера руля высоты, $V_{пр}$ — скорость полета [illegible]

следует немедленно применить ручное флюгирование. Полет и посадка с любым работающим двигателем и зафлюгированным винтом по технике пилотирования практически не отличаются от полета и посадки с четырьмя работающими двигателями.

На фиг. 37 и 38 даны балансировочные кривые с двумя остановленными с одной стороны двигателями и зафлюгированными винтами. Получающиеся при этом усилия могут быть полностью сняты триммерами.

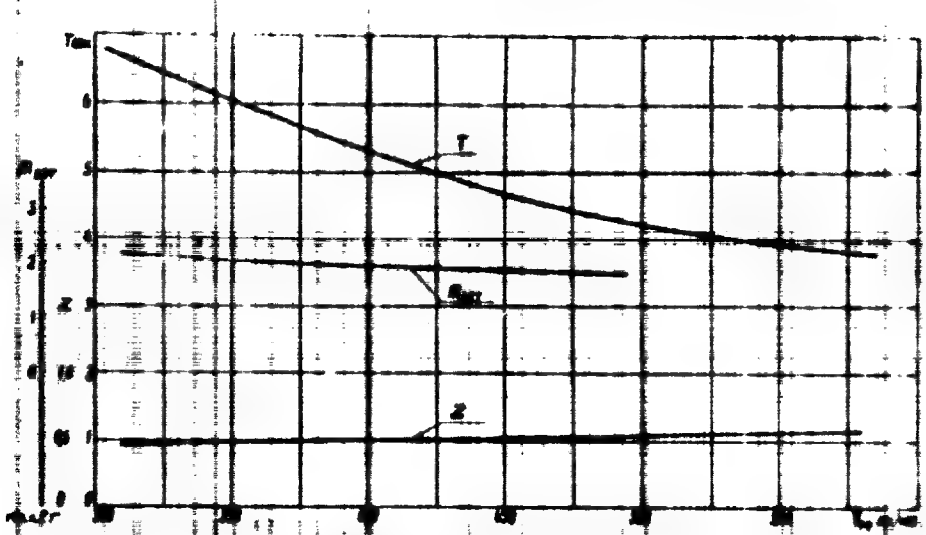
При уходе на второй круг с двумя остановленными двигателями после дачи газа работающим двигателям усилия на педалях могут достигать 40 кг, а на штурвале от элеронов до 20 кг.



Фиг. 31. Отклонение руля высоты и усилия на штурвале в момент посадки земли при посадке в зависимости от центровки

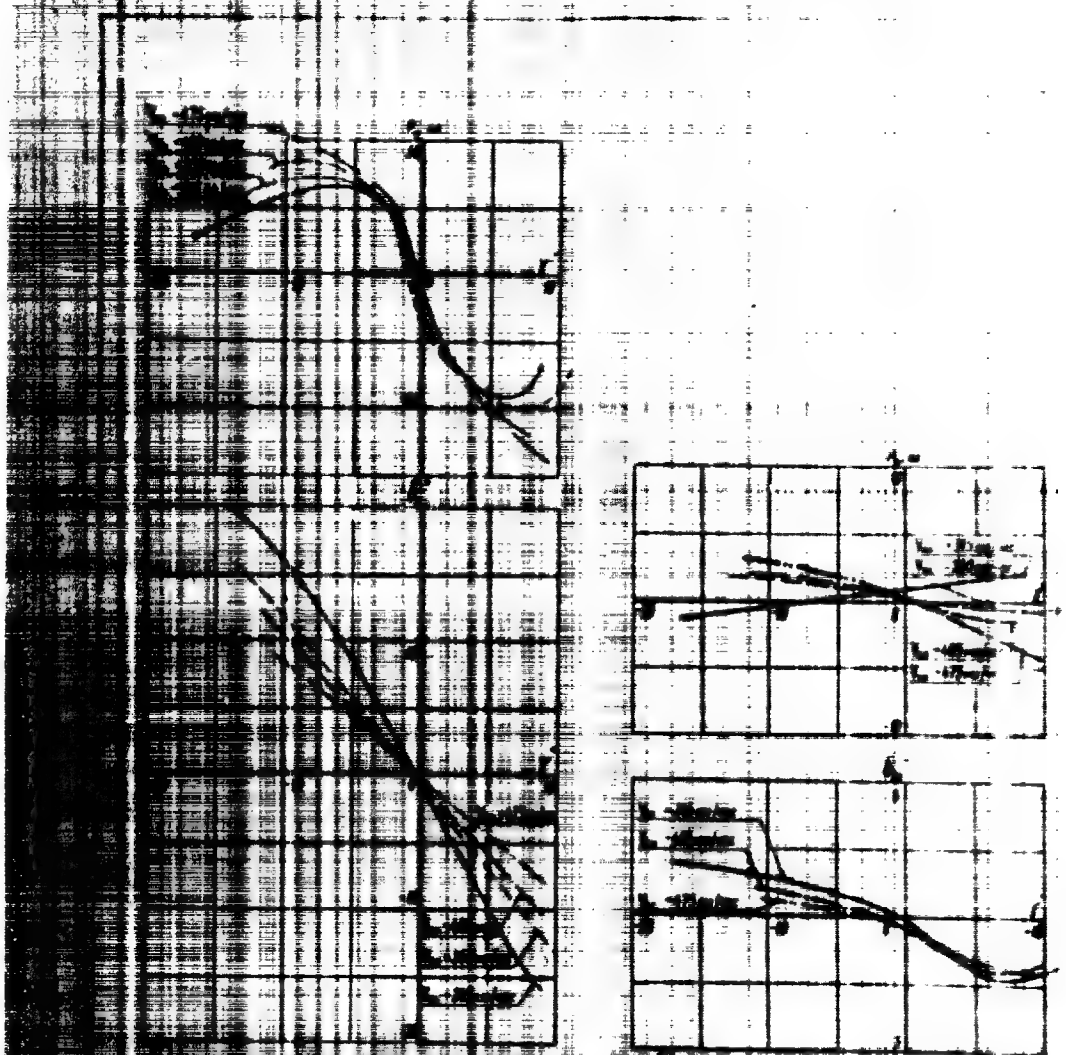
$G_{ср} = 6600$ кг, $V_{пос} = 210$ км/час

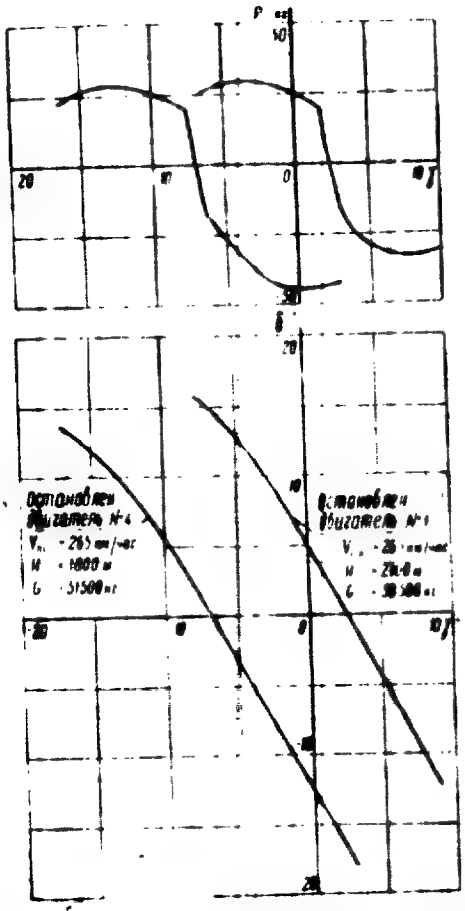
$G_{ср}$ — средний вес самолета;
$V_{пос}$ — скорость при посадке;
$\delta_в$ — угол отклонения руля высоты;
$P_в$ — усилия на штурвале при отклонении руля высоты;
$\delta_т$ — угол отклонения триммера руля высоты;
$x_т$ — центровка самолета.



Фиг. 38. Характеристики боковой динамической устойчивости.

$n_{дем}$ — коэффициент затухания колебаний;
$V_{ср}$ — приборная скорость;
$\bar{y}$ — амплитуда боковых колебаний;
$\bar{z}$ — отношение угловой скорости крена к угловой скорости рыскания.

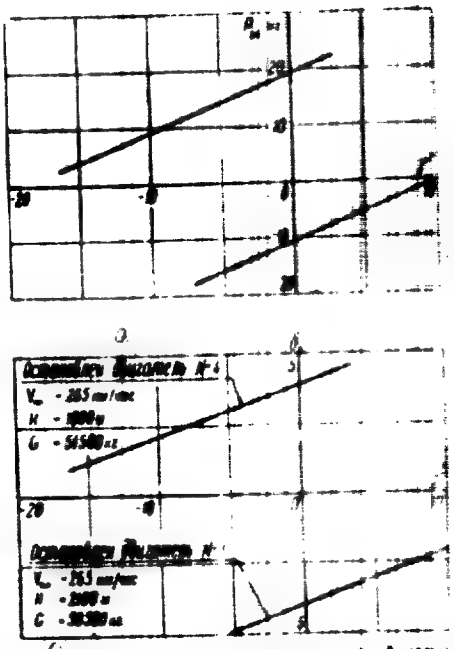




Фиг. 26. Балансировочные кривые отклонений руля поворота и усилий на педалях по углу крена для прямолинейного полета со фальшвейером с тремя работающими двигателями. Режим работы двигателей полетный. Шасси выпущено. Закрылки — во взлетном положении.

$\delta_в = 30°$, $\delta_н = const$:

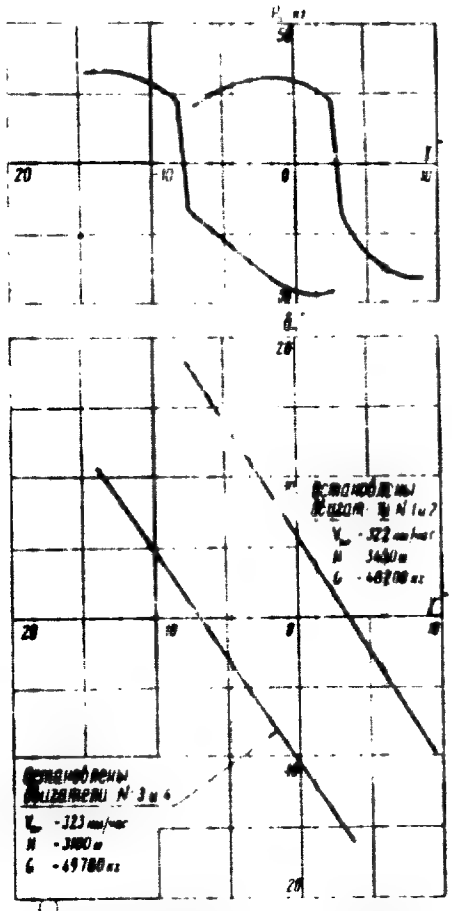
$\delta_в$ — угол отклонения закрылков;
$\delta_н$ — угол отклонения триммера руля поворота;
$P_н$ — усилие на педалях при отклонении руля поворота;
γ — угол крена;
$V_{пр}$ — скорость полета по прибору;
H — высота полета;
G — вес самолета.



Фиг. 26. Балансировочные кривые отклонений закрылков и усилий на штурвале от вниз по углу крена для прямолинейного полета на самолете с тремя работающими двигателями. Режим работы двигателей взлетный. Шасси выпущено. Закрылки — во взлетном положении.

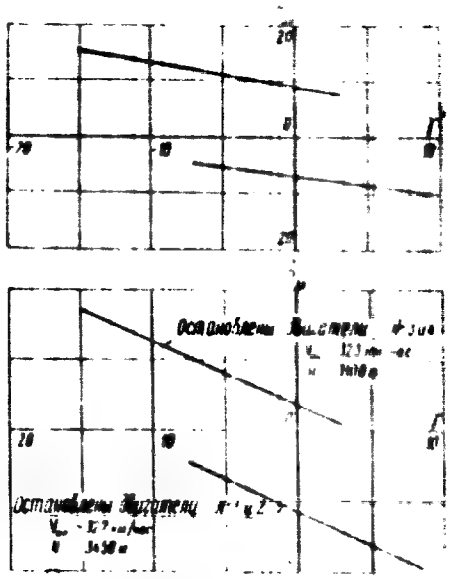
$\delta_н = 30°$, $\delta_в = const$:

$\delta_в$ — угол отклонения закрылков;
$\delta_н$ — угол отклонения триммера руля поворота;
$P_{ш}$ — усилие на штурвале при отклонении закрылков;
γ — угол крена;
$V_{пр}$ — скорость по прибору;
H — высота полета;
G — вес самолета.



Фиг. 37 Балансировочные кривые отклонений руля поворота и усилий на педали по углу крена для прямолинейного полета со скольжением с двумя работающими двигателями. Режим работы двигателей номинальный. Шасси и закрылки убраны

$\tau_н$ — угол отклонения триммера руля поворота;
$\delta_н$ — угол отклонения руля поворота;
$P_н$ — усилие на педали при отклонении руля поворота;
γ — угол крена;
$V_{пр}$ — скорость полета по прибору;
H — высота полета;
G — вес самолета



Фиг. 38. Балансировочные кривые отклонений элеронов и усилий на штурвале от них по углу крена для прямолинейного полета со скольжением с двумя работающими двигателями. Режим работы двигателей номинальный. Шасси и закрылки убраны

$\tau_{эл}$ — угол отклонения триммера элеронов;
$\delta_{эл}$ — угол отклонения элеронов;
$P_{эл}$ — усилие на штурвале от элеронов;
γ — угол крена;
$V_{пр}$ — скорость по прибору;
H — высота полета

ГЛАВА VIII

ВЕСОВЫЕ ДАННЫЕ, ЦЕНТРОВКА И ЗАГРУЗКА САМОЛЕТА

1. ВЕСОВЫЕ ДАННЫЕ

Самолет Ил-18В имеет несколько вариантов размещения кресел, при этом меняются их количество и вес. Одновременно изменяются размеры и вес буфета (см. табл. 9). В связи с этим вес пустого самолета устанавливается без кресел и съемной части буфета, — их вес относится к снаряжению. Состав и вес снаряжения могут измениться в процессе эксплуатации самолета.

Для самолетов Ил-18В с четырьмя двигателями АИ-20А (с № 0501) установлены следующие весовые данные:

Вес пустого самолета (с системой бортового запуска, без кресел)	31 330 кг
Допуск на вес пустого самолета	1%
Максимальный взлетный вес (в порожняк)	61 500 кг
Максимальный взлетный вес (на старте)	61 000 кг
Максимальная коммерческая нагрузка (для самолетов с системой запуска от аэродромных средств)	11 000 „
Максимальная коммерческая нагрузка (для самолетов с системой бортового запуска от 10 аккумуляторов или турбогенератора)	13 500 „
Максимальный запас топлива	18 600 „
Максимально допустимый посадочный вес для частых эксплуатационных посадок	51 000 „
Максимально допустимый остаток топлива при указанном посадочном весе	Не более 10 000 кг

Самолет Ил-18 может быть оборудован одной из следующих систем бортового запуска:

от турбогенератора,
от 10 аккумуляторов,
от 20 аккумуляторов.

Вес первых двух систем включается в вес пустого самолета, вес дополнительных десяти аккумуляторов для последней системы включается в снаряжение (см. табл. 12).

Взлетный вес самолета изменяется в зависимости от дальности полета, его значения приведены в табл. 10.

Максимальная коммерческая нагрузка загружается на самолет при полетах на дальности до 2500 км включительно, при полетах на большую дальность ее вес несколько уменьшается. Вес коммерческой нагрузки, кроме того, зависит от применяемой системы запуска и определяется по графику, приведенному на фиг. 43.

При определении допустимого веса груза и багажа при полете с различным числом пассажиров (причем вес одного пассажира принимается 75 кг) следует помнить, что к весу коммерческой нагрузки относится запас продуктов в буфете общим весом 200 кг.

Примечание. Указанные максимальные значения взлетного веса и коммерческой нагрузки действительны для самолетов с № 0501.

Для самолетов предшествующих серий имеются иные ограничения. Весовые данные для этих самолетов даны в инструкциях по загрузке и центровке, прилагаемых на борту каждого самолета.

При полетах с различным весом коммерческой груза остаток топлива при полете не должен превышать предельно допустимого веса, соответствующего расчетным данным (см. табл. 11). Таблица составлена для самолетов с системой бортового запуска от 10 аккумуляторов.

Ниже приводится весовой состав полной нагрузки самолета Ил-18. Он соответствует весовой классификации пассажирских самолетов международных линий.

Вес полной нагрузки включает в себя:

А) Вес топлива.
Б) Вес коммерческой нагрузки.
В) Вес снаряжения.
Г) Вес дополнительного оборудования для самолетов отдельных линий.

А) К весу топлива относится:

1. Запас топлива, расходуемый на всю учебную полета.
2. Аэронавигационный запас топлива на время полета.
3. Вес топлива, расходуемого на прогрев и раскачивание двигателей, а также при рулении до старта.

Б) Вес коммерческой нагрузки включает:

1. Вес пассажиров.
2. Вес багажа.

3. Вес коммерческого груза

4. Вес запаса продуктов в буфете и резервных контейнеров

В) К весу снаряжения относится

1. Вес экипажа

2. Вес масла.

3. Вес эксплуатационного оборудования

Состав эксплуатационного оборудования следующий:

1) Пассажирские кресла с чехлами и столиками

2) Съемное оборудование буфета (контейнеры для посуды, термосы и пр.)

3) Вода в туалетных комнатах

4) Вода в увлажнительной системе

5) Ковры (съемные)

6) Литература

7) Переносные кислородные баллоны с приборами КП 21 (съемные)

8) Запас кислорода

9) Бортовая лестница и бортовой трап-лоток

10) Тележка для транспортировки груза в грузовых отделениях.

11) Сигнальные патроны ЭКСП-99

12) Дополнительные 18 аккумуляторов для системы бортового запуска (на системы с 20 аккумуляторами).

Г) К весу дополнительного оборудования относится аппаратура следующих станций

1. Командной станции 1-18 Б 70

2. Командной станции РСИУ-411 (2-й комплект)

Это оборудование относится к нагрузке только тех самолетов, на которых оно устанавливается.

В основных вариантах загрузки (см. табл. 14) вес дополнительного оборудования не учитывается. В случае установки этих станций вес самолета соответственно увеличится, а центровка сместится вперед на 0,1—0,2% САХ. Подобное смещение центровки не вызывает никаких изменений в загрузке самолета.

Весовые данные снаряжения самолета с различным числом кресел и различными системами запуска приведены в табл. 15. Как видно из таблицы, для 105-, 84-, 79-, 78- и 73-местных самолетов состав снаряжения отличается только весом кресел. Снаряжение для 111- и 89-местных самолетов, кроме того, отличается составом и весом оборудования буфета.

Влияние снаряжения на центровку самолета приведено в табл. 13. В ней даны суммарный вес различных вариантов снаряжения и величина изменения центровки пустого самолета. Следовательно, для получения веса и центровки снаряженного самолета необходимо к весу и центровке пустого самолета (без кресел), указанным в формуляре самолета, прибавить соответствующие данные табл. 13.

Координаты центра тяжести и значения статических моментов для снаряжения самолетов с большим и малым буфетами даны в табл. 15 и 16 с системой запуска от 10 аккумуляторов и в табл. 17— с системой запуска от 20 аккумуляторов.

Вес полных комплектов кресел, устанавливаемых в самолет в различных вариантах, приведен в табл. 18.

2. ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА

[illegible] двигателями АИ-20А без кресел [illegible]

Примечание. [illegible] устанавливается [illegible] САХ.

Самолет Ил-18 имеет [illegible]

Нейтральная центровка самолета [illegible]
запас устойчивости [illegible]
Предельно-задняя допустимая [illegible] из условия требуемого запаса [illegible] самолета (с убранным шасси) [illegible]
Предельно передняя центровка при [illegible] из условия достаточного [illegible] грузов и нагрузок на штурвала (без применения триммеров) [illegible]

Эксплуатационные центровки [illegible] нагрузки самолета, не [illegible] инструкцией, лежат в пределах [illegible] та с убранным шасси) 2[illegible] САХ.

При снятии четырех двигателей для [illegible] или ремонта резко смещается назад [illegible] самолета. Чтобы самолет не опрокинулся на хвост, необходимо подставлять [illegible] часть фюзеляжа.

Расчет взлетных и посадочных центровок [illegible] лета при различных вариантах загрузки приведен в табл. 14.

Длина средней аэродинамической хорды [illegible] (САХ), ее положение на самолете и [illegible] центра тяжести грузовых отделений [illegible] центровочной схеме самолета [illegible]

Координаты центра тяжести [illegible] дом из рядов кресел даны в табл. 21.

Изменение статического момента [illegible] уборке шасси равно $\Delta G_x = -[illegible]$ [illegible] центра тяжести самолета при уборке [illegible] вперед.

ЦЕНТРОВКА ОСНОВНЫХ ВАРИАНТОВ ЗАГРУЗКИ САМОЛЕТА ПРИ ПОЛЕТАХ НА РАЗЛИЧНЫЕ ДАЛЬНОСТИ

В табл. 14 приведен пример [illegible] самолета для полетов на различные дальности. [illegible] чет произведен по приведенным ниже формулам.

Взлет

1. Взлетный вес самолета [illegible] ему статический момент получается как сумма [illegible] и сумма моментов

$$G_{взл} = G_{пуст} + G_{снар} + G_{экс\ и\ оборуд} + G_{[illegible]} \text{ кг}$$

соответственно момент

$$Gx_{взл} = Gx_{пуст} + Gx_{снар} + Gx_{экс\ и\ оборуд} + Gx_{топл} [illegible]$$

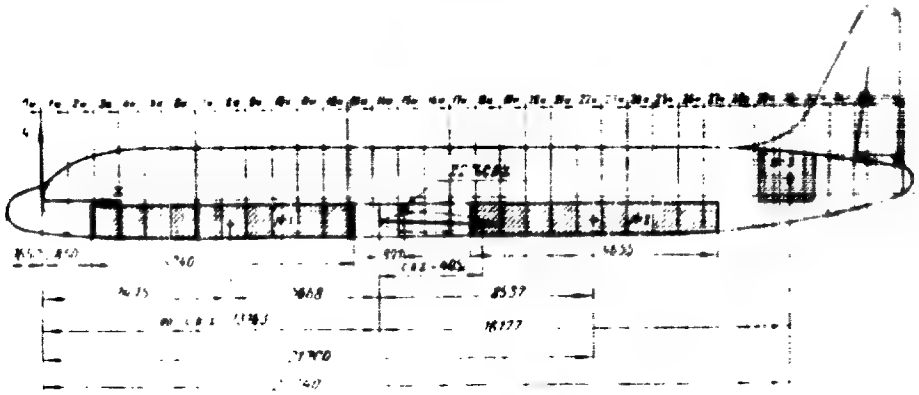
2. Координата центра тяжести самолета определена как

$$x_{ц.т.} = \frac{Gx}{G_0} \text{ м}$$

3. Центровка в % САХ

$$x_{ц.т.\%} = \frac{x_к - x_а}{b_а} \cdot 100\% \text{ САХ}, \text{ (шасси убрано)}$$

[illegible] учетом выгорания топлива [illegible] момента убранных шасси.



Фиг. 39. Центровочная схема самолета.

где x_0 — расстояние от начала координат до начала САХ = 13,163 *м*,

b_0 — САХ = 4,062 *м*

Изменение центровки самолета от уборки шасси при различном весе самолета приведено в табл. 14 и 23.

ПОСАДКА

1. Посадочный вес самолета и соответствующий ему статический момент получены из следующих уравнений.

$$G_{пос} = G_0 - G_{топл.пос} + G_{экип.пос} = G_0 - G_{топл.пос} + 180 \text{ кг},$$

$$Gx_{пос} = Gx_{сам} - Gx_{топл.пос} + Gx_{экип.пос} = Gx_{сам} - Gx_{топл.пос} + 26\,568 \text{ кгм}.$$

$Gx_{топл.пос}$ получен как $Gx_{топл.пос} = x_{топл.пос} \times G_{топл.пос} = 1800$ *кг* × 14,750 *м* = 26 568 *кгм*.

2. Координата центра тяжести самолета при посадке

$$x_{т.пос} = \frac{Gx_{пос}}{G_{пос}} \text{ м}$$

3. Центровка в % САХ:

$$\bar{x}_{т.пос} = \frac{x_{т.пос} - x_0}{b_0} \cdot 100\% \text{ САХ (шасси выпущено)}.$$

В табл. 14 даны суммарные веса и общий центр тяжести всех пассажиров, снаряжения и запаса продуктов в буфете.

Подробно эти данные для снаряжения приведены в табл. 15—17, весовой состав буфета — в табл. 19, координаты центра тяжести пассажиров — в табл. 21.

ВЛИЯНИЕ ВЕСА ЭКИПАЖА НА ЦЕНТРОВКУ САМОЛЕТА

В таблице основных вариантов загрузки (табл. 14) состав снаряжения (табл. 16—17), а также при расчете и построении графика (см. фиг. 42) принимался вес экипажа в шесть человек: четыре человека из носовой кабины экипажа и один — в хвостовой кабине.

Если в отдельных полетах число членов экипажа будет увеличено, то центровка самолета сместится. Величина смещения может быть рассчитана по табл. 20.

ВЛИЯНИЕ ВЕСА ПАССАЖИРОВ НА ЦЕНТРОВКУ САМОЛЕТА

На самолете Ил-18В предусмотрено семь основных вариантов размещения кресел.

Координаты центра тяжести пассажиров по рядам кресел во всех вариантах размещения приведены в табл. 21.

При изменении количества рядов в основной пассажирской кабине, естественно, изменяются и координаты центра тяжести каждого ряда.

Влияние веса пассажиров на центровку самолета зависит от их размещения на самолете. Наибольшее смещение центровки происходит в случае размещения пассажиров (при неполном их числе) в задних рядах кресел и оставлении свободными передних; значительно меньше — при обратной последовательности, т. е. при заполнении свободных задних рядов кресел. Эти зависимости иллюстрируются графиком на фиг. 41, где приведены кривые, сосчитанные при двух значениях начального веса самолета:

I — при $G_{сам} = 40000$ *кг*,

II — при $G_{сам} = 40000$ *кг*.

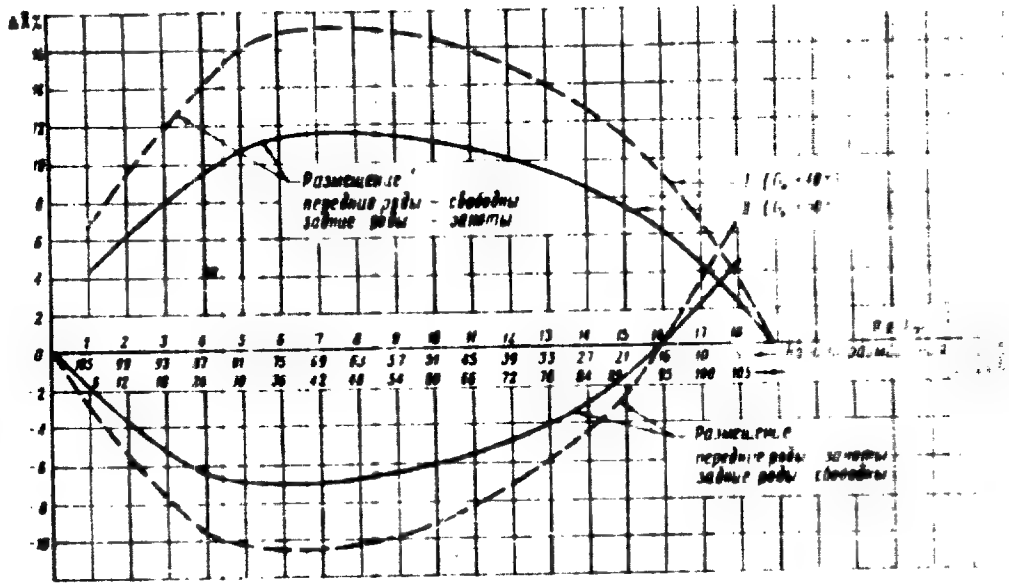
За исходную принята центровка 22% САХ.

Кривые показывают величину смещения центровки от всего числа пассажиров, находящихся на самолете, в каждом рассматриваемом случае.

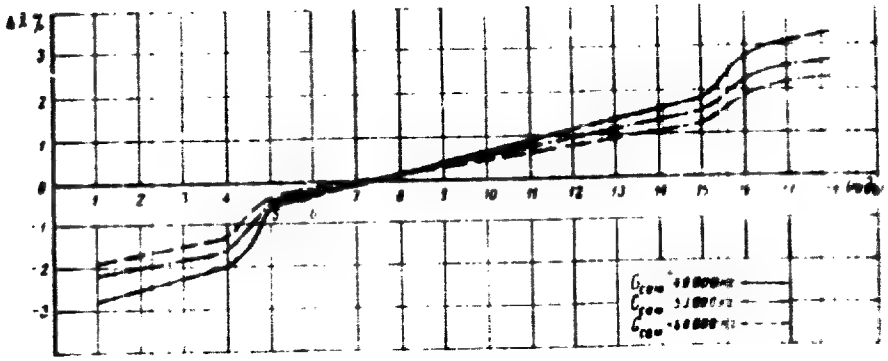
Какое влияние оказывают на центровку пассажиры, сидящие в том или ином ряду (или месте), показано на графике фиг. 41. Здесь в масштабе определено также для начальных значений начального веса самолета

ВЛИЯНИЕ ТОПЛИВА НА ЦЕНТРОВКУ САМОЛЕТА

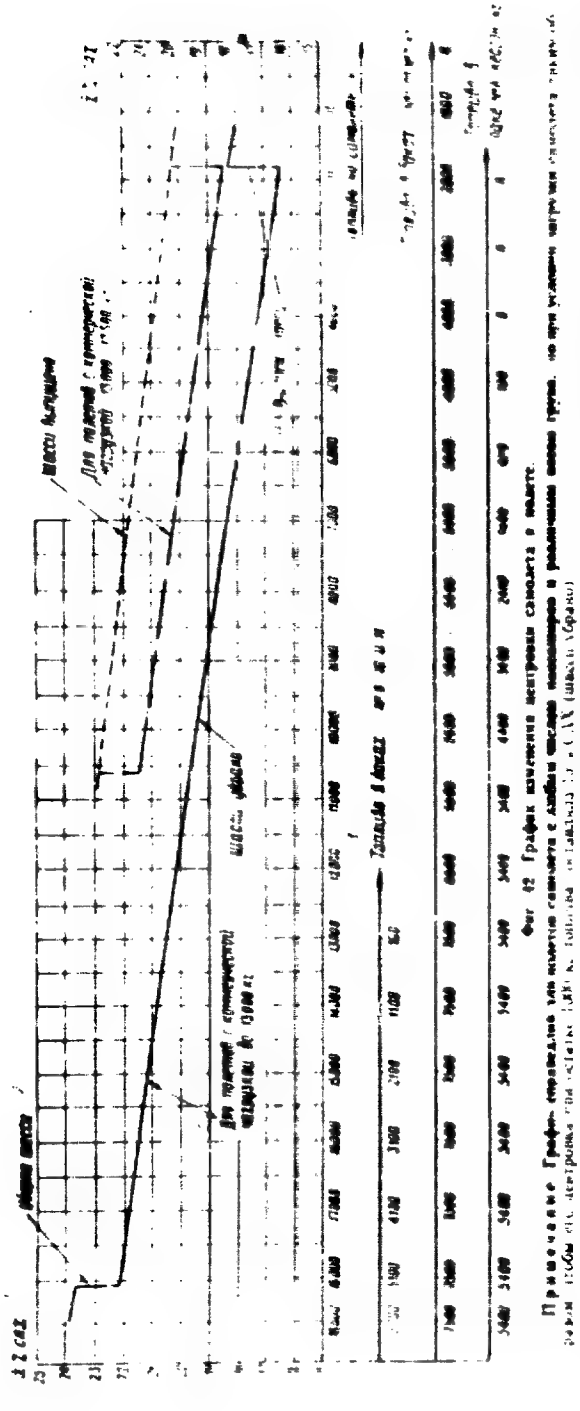
Заправка самолета топливом смещает его центр тяжести назад. При расчете топлива цел[illegible]



Фиг. 40. Изменение центровки при различном размещении пассажиров в случае использования числа мест в самолете на 105 мест (исходная центровка c=22% САХ)



Фиг. 41. Влияние веса пассажиров на центровку самолета в варианте на 105 мест в зависимости от занятости ряда кресел на самолете.



Фиг. 42. График изменения центровки самолета с любым числом пассажиров и различным весом груза, но при условии загрузки самолета с таким расчетом, чтобы он имел центровку с остатком топлива 1000 кг в следующих пределах (в процентах)

Примечание. График справедлив для полетов самолетов с любым числом пассажиров и различным весом груза, но при условии загрузки самолета с таким расчетом, чтобы центровка при остатке топлива 1000 кг была в пределах 18% (±2)

смещается вперед. Исследовательские [illegible] топлива на различных грузах [illegible] на центровку самолета.

Как влияет расход топлива на центровку показано на фиг. 42. На этом графике дано изменение центровки самолета в полете, а также при [illegible] и запуске шасси.

На графике приведены две кривые:

— для полетов самолета с различным числом пассажиров с коммерческой нагрузкой от 11 000 до 13 500 кг;

— для полетов с различным числом пассажиров и без них, но с коммерческой нагрузкой до 13 000 кг.

При помощи графика на фиг. 42 можно определить взлетную центровку самолета с различным запасом топлива и посадочную с [illegible] его остатком.

Этот график применим для полетов самолета с любым числом пассажиров и различным весом груза, но при условии загрузки самолета с таким расчетом, чтобы он имел центровку с остатком топлива 1000 кг в следующих пределах (в процентах):

При весе коммерческой нагрузки до 13 000 кг	18% (±2)
При весе коммерческой нагрузки от 13 000 кг до 13 500 кг	18% (±2)

ПЕРЕГОНКА САМОЛЕТА

При полете без пассажиров и груза (перегонка) на самолет необходимо загружать балласт и надежно его закреплять. Величина балласта зависит от наличия и количества аккумуляторов для бортового запуска и не зависит от числа моторов, установленных на самолете. Такие обстоятельства для всех семи компоновок — 71, 78, 79, 84, 89, 105 и 111 местных самолетов установлены одни и [illegible] вес балласта. Величина его определяется по табл. 22.

Во всех случаях самолет будет иметь [illegible] центровки в следующем диапазоне:

	Шасси выпущено	Шасси убрано
Взлет с запасом топлива 18 600 кг	25,2 ± 0,5%	2[illegible],5 ± 0,84 [illegible]
Посадка с остатком топлива 1000 кг	18,2 ± 0,5%	1[illegible],5 ± 0,84 [illegible]

Центровки сосчитаны для полета с экипажем и четырьмя человеками (без бортпроводников и без запаса продуктов в буфете) [illegible] разным [illegible] размещения в соответствии с табл. 12.

В расчете принимались:

Вес пустого самолета (без аккумуляторов бортового запуска)	30 [illegible] кг
Центровка пустого самолета	[illegible]

При иных исходных данных или при ином снаряжении вес балласта следует вычислять с помощью центровочных расчетов.

3. ЗАГРУЗКА САМОЛЕТА

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЕСА КОММЕРЧЕСКОЙ НАГРУЗКИ ПРИ ПОЛЕТАХ НА РАЗЛИЧНУЮ ДАЛЬНОСТЬ

Общая грузоподъемность самолета с [illegible] бортового запуска от [illegible] до [illegible] кг, без ратора включительно [illegible]

ры, багаж, почта, груз и запас продуктов в буфете), составляет до 13 500 кг. У самолетов, где нет бортового запуска, грузоподъемность увеличивается на 500 кг, т. е. достигает величины 14 000 кг.

Большие объемы багажно-грузовых отделений позволяют значительно увеличивать вес груза при полетах с неполным числом пассажиров.

Общий вес коммерческой нагрузки существенно уменьшается лишь при числе пассажиров менее 65 человек.

Вес груза, размещаемого в багажно-грузовых отделениях и в гардеробе при полном отсутствии пассажиров, составляет 8600 кг*.

Максимальную коммерческую нагрузку разрешается брать на самолет до определенного запаса топлива. При полетах с большим запасом топлива, т. е. на большую дальность, коммерческая нагрузка уменьшается. Ее вес следует определять в зависимости от запаса топлива по графику, приведенному на фиг. 43.

ЗАГРУЗКА БАГАЖНО-ГРУЗОВЫХ [illegible]

[illegible] 11 и 18 [illegible] деления общей емкостью [illegible] и 2) расположен [illegible] жа, под полом [illegible] части фюзеляжа (фиг. 41).

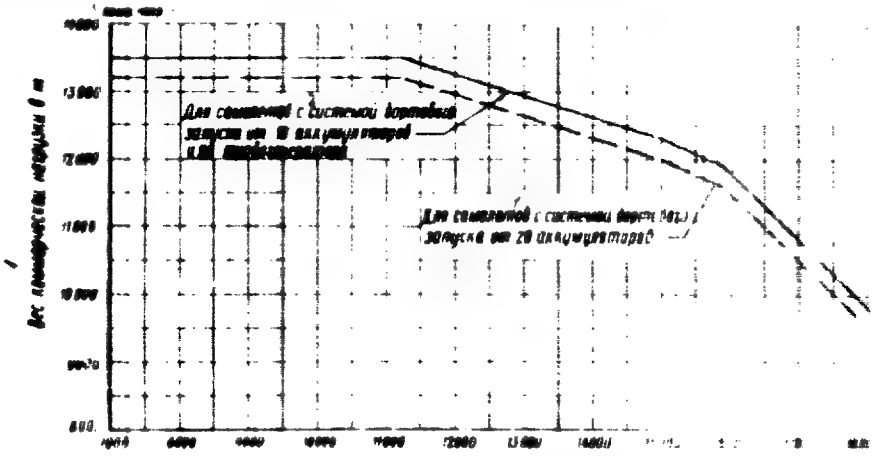
При загрузке [illegible] дущие основные [illegible]

1. Груз и багаж [illegible] щади пола, не превышая [illegible] значения допустимой [illegible] на 1 м² пола.

2. В нижнюю багажно-грузовую [illegible] размещать рабочими [illegible] ва от загрузки [illegible] стоянки.

3. При загрузке [illegible] отделении соблюдать следующие [illegible]

— загружать в [illegible]



Фиг. 43. График для определения максимального веса коммерческой нагрузки [illegible] (для 105-местного самолета)

По вертикальной шкале отложен полный вес коммерческой нагрузки, включая пассажиров и запас продуктов.

Вес груза и багажа, загружаемых в багажно-грузовые отделения, определяется из уравнения

$$G_{гр\ и\ баг} = G_{коммерч\ нагр} - 75n - G_{гр.\ п}$$

где $G_{гр\ и\ баг}$ – вес груза и багажа;
$G_{коммерч\ нагр}$ – вес коммерческой нагрузки;
n – число пассажиров;
$G_{гр.\ п}$ – вес запаса продуктов в буфете.

При полетах самолета с различным числом пассажиров необходимо на борт самолета загружать багаж или груз не меньше определенного веса для каждого случая. Существует необходимый минимальный груз, величина которого определяется с помощью центровочного графика.

— разгружать [illegible] № 3 и 2.

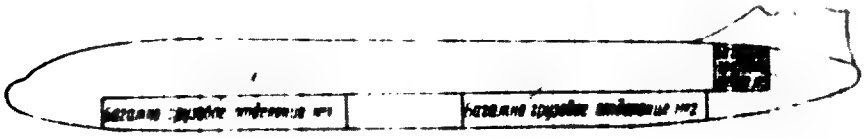
4. Для загрузки [illegible] груза личным багажом [illegible] малой плотностью [illegible]

При загрузке [illegible] смещение центра тяжести [illegible] варианта за пределы допустимого [illegible] размещение [illegible] ставлять в порту [illegible] вать на борт [illegible]

Для упрощения [illegible] загрузки и центровки [illegible] центровочный график.

В случаях когда [illegible] в которого определяется [illegible] ом Л61, можно [illegible] к новогоднему [illegible]

* Для самолетов, [illegible] багажно-грузовое отделение № 3 не [illegible] агрегатами [illegible] бортового запуска.



№ багажного отделения	Объем м³	Площадь пола м²	Максимально допустимая дополнительная нагрузка на 1 м² пола	Максимально допустимая весовая емкость каждого отделения при удельном весе груза 200 кг/м³	Примечание
1	13,32	13,86	350	3080	
2	13,68	11,16	350	3970	[illegible]
3	7,06	4,48	350	1570	

Фиг. 44. Схема размещения и основные данные по загрузке багажно-грузовых отделений.

ВНИМАНИЕ! Максимальная загрузка одновременно двух задних отделений (№ 2 и 3) НЕДОПУСТИМА. Возможная скорость предельной загрузки определяется с помощью центровочных графиков.

РАЗМЕЩЕНИЕ ПАССАЖИРОВ

Самолет Ил 18В в зависимости от плотности размещения и класса кресел может иметь от 73 до 111 мест.

Схема всех вариантов расположения на самолете пассажирских кресел и номера рядов приведены на фиг. 45.

При полетах с неполным числом пассажиров их следует размещать с таким расчетом, чтобы на борт самолета можно было загрузить наибольший вес коммерческой нагрузки и чтобы при этом взлетная и посадочная центровка находились в допустимом диапазоне.

Второе из этих условий легко удовлетворяется при определении загрузки с помощью центровочного графика (см. фиг. 46). При этом надо стремиться обеспечить и первое из условий.

ЦЕНТРОВОЧНЫЙ ГРАФИК

Центровочный график по[illegible] на фиг. [illegible] центровочной линейке, т. е. [illegible] в масштабе статических моментов, а градуированы [illegible] грузов или числом пассажиров.

Центровка самолета [illegible] грузов получается путем графического сложения их моментов.

В ве[illegible] графика (фиг. 46) помещена шкала исходных центровок, на которой при расчете [illegible] центровка снаряженного самолета. О, нее и следует начинать отсчет. Ниже расположены грузовые шкалы. Цена деления этих шкал [illegible] на стрелках в левой части графика.

Направление стрелки показывает, в какую сторону стрелка должна [illegible].

В правой части графика имеется колонка, куда следует записывать [illegible] жиров и грузов с учетом предварительного их размещения, а затем путем суммирования получить величину взлетного веса.

Произведя действие по грузовым шкалам, [illegible] на шкалу центровок, расположенную в нижней части графика. На этой шкале в точке пересечения опущенной вертикали с горизонтальной прямой, соответствующей взлетному весу, при помощи наклонных прямых читается взлетная центровка самолета (см. пример на фиг. 47).

Если полученная центровка окажется неприемлемой, то следует перераспределить грузы между отделениями. В таком случае можно воспользоваться таблицей, помещенной в нижней части графика, где дано изменение центровки при размещении на самолете от перемещения 100 кг груза между [illegible] любыми багажно-грузовыми отделениями. [illegible] ее помощи, следовательно, можно определить [illegible] перемещаемого груза для изменения центровки [illegible] заданную величину.

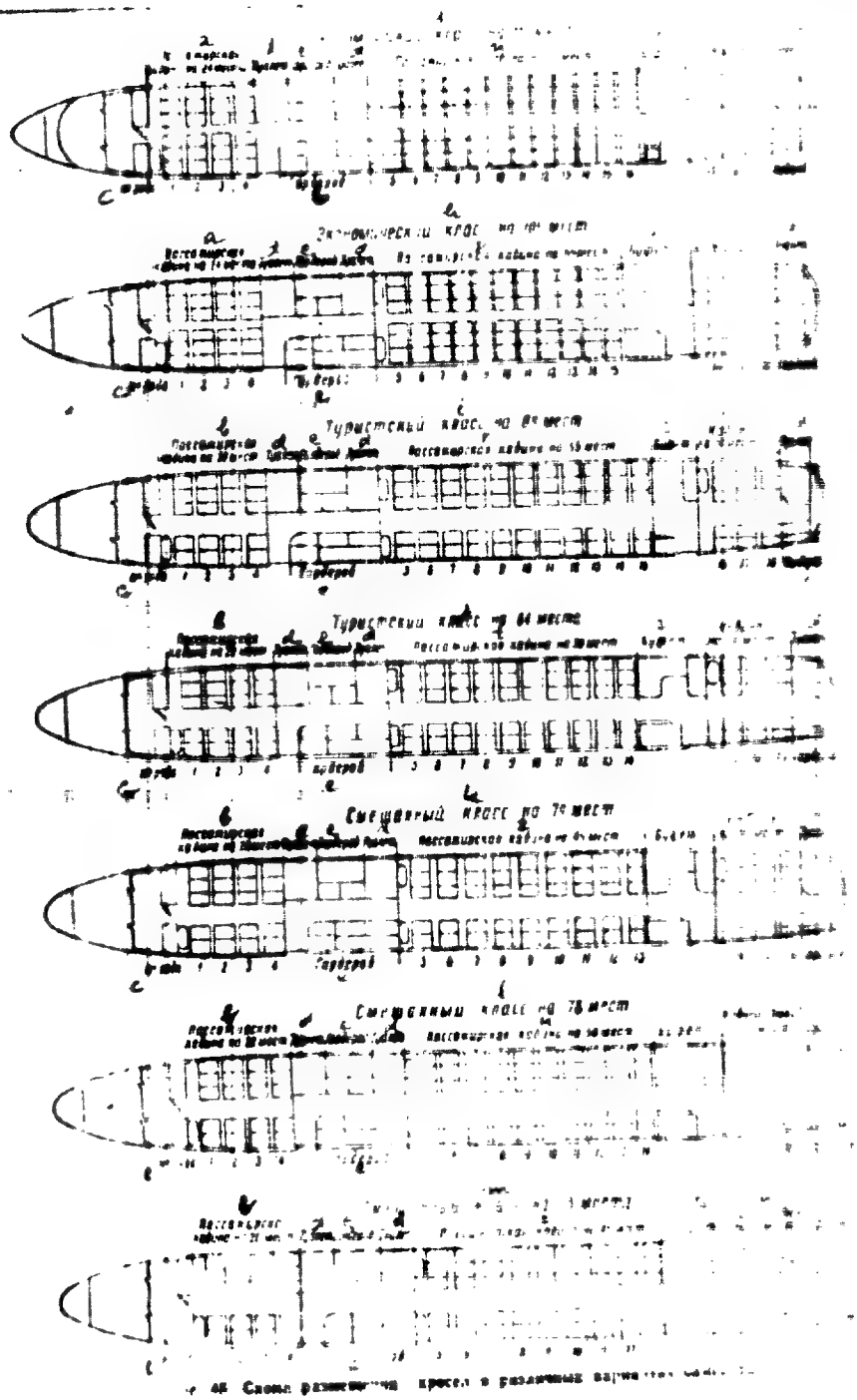
По центровочному графику можно [illegible] и посадочную центровку при [illegible] топлива.

В результате всех операций на графике [illegible] получит центровку, [illegible] самолета [illegible] масштаб. [illegible]

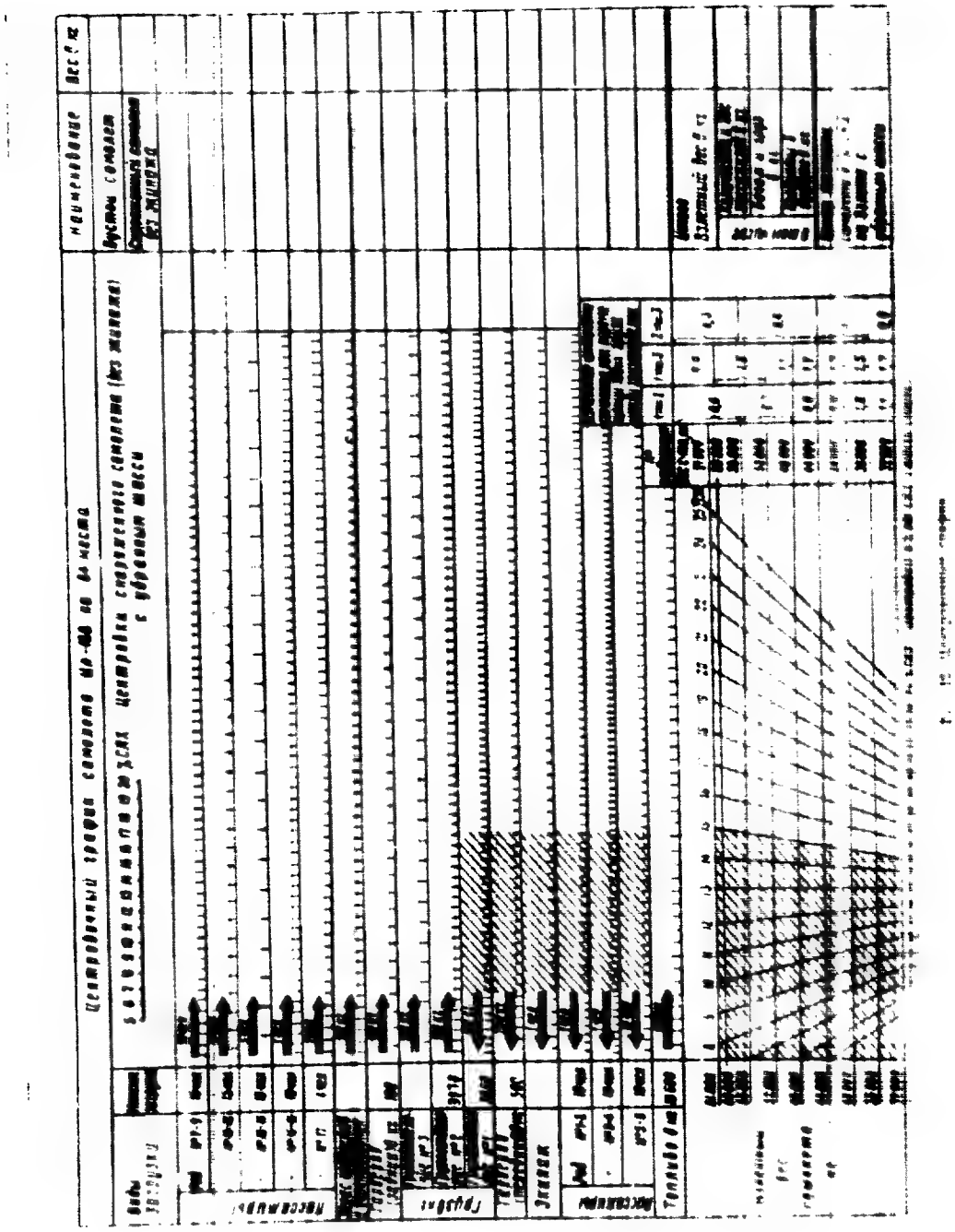
На центровочном графике, в своей нижней части, жирной вертикальной линией нанесена [illegible] которая соответствует предел[illegible] загрузки носовой части фюзеляжа. [illegible] определяется из условия обеспечения [illegible] фюзеляжа. Следовательно, при вычислениях на графику переходить эту [illegible] недопустимо.

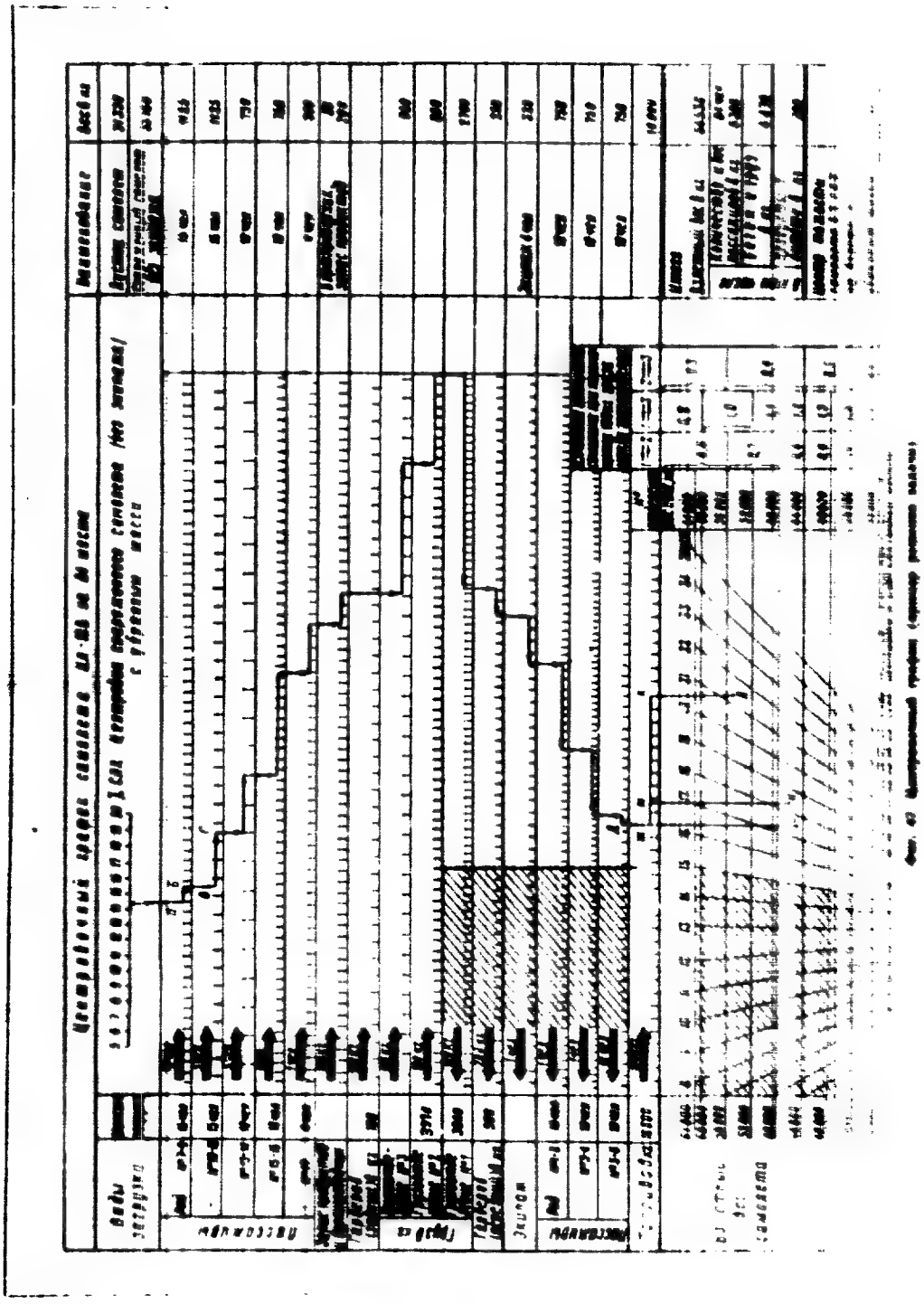
При помощи центровочного графика можно [illegible] правильную загрузку багажно-грузовых отделений.

[illegible] обращается внимание [illegible] самолета также [illegible] весов.



44 Схемы размещения кресел в различных вариантах





ний при любом размещении пассажиров и при любом числе их на самолете. Точность определения центровок по графику ±0,5%.

Ниже приводится пример пользования центровочным графиком. Из примера определения правильной загрузки и центровки самолета ясно, что это требует затраты определенного времени.

Чтобы не прибегать к повторным расчетам в случаях частичной догрузки самолета грузом небольшого веса или частичной разгрузки, составлена вспомогательная таблица (табл. 24), в которой показано, как распределить груз между багажно-грузовыми отделениями без нарушения центровки самолета. Полный вес догружаемого или снимаемого груза при этом принимается за 100%.

В таблице даны возможные варианты распределения груза между отделениями № 1 и 2 или № 1 и 3. При этом необходимо соблюдать требования прочности.

Пример определения загрузки и центровки самолета при помощи центровочного графика

Определить размещение груза и взлетную центровку для 84-местного варианта при заданной загрузке самолета топливо — 10 000 *кг*; пассажиры 84 чел. (с размещением по всех рядах); багаж и груз — 4470 *кг*, запас буфета — 200 *кг*; экипаж 4 чел. в бортпроводник — 1 чел.

1. Определение исходной точки

Данные	Вес в *кг*		Центровка в % САХ	
Пустой самолет (без кресел с системой бортового запуска от 10 аккумуляторов), шасси выпущено	31 330		13,8	
Снаряжение без экипажа с креслами 84 шт. (табл. 13)	1 830	+3,3		+0,6
Влияние уборки шасси	—	−2,7		
Итого: снаряженный самолет (без экипажа), шасси убрано	33 160		14,4	

2. Предварительно намечаем размещение груза по отделениям и записываем вес груза в правую колонку (фиг. 47). Просуммировав, получаем взлетный вес — 54 530 *кг*.

3. Из исходной точки (на верхней шкале), соответствующей центровке снаряженного самолета без экипажа (шасси убрано), опускаем вертикаль на шкалу размещения пассажиров в рядах № [illegible] (точка *А*). Все ряды занимаются полностью, поэтому от точки *А* отсчитываем вправо по направлению стрелки 1,5 деления, соответствующие 15 пассажирам (точка *Б*).

4. Из точки *Б* опускаем вертикаль на шкалу, соответствующую размещению пассажиров в рядах № 10—12 (точка *В*).

От точки *В* вправо по направлению стрелки отсчитываем три деления, соответствующие 15 пассажирам (точка *Г*).

5. Дальнейший расчет производится аналогично произведенным выше действиям (см. график).

В результате проделанных операций нанесена точка *Д*, соответствующая размещению полезной данной коммерческой нагрузки (без топлива).

При желании определить центровку самолета с нулевым запасом топлива проделаем следующее.

Из точки *Д* опускаем вертикаль на график центровок до пересечения с горизонтальной линией, соответствующей весу самолета при данной загрузке (44 530 *кг*). По наклонным линиям в месте пересечения получаем центровку (точка *Е*) самолета без топлива, равную при данном весе (44 530) — 17,4% САХ (шасси убрано). Для определения центровки самолета без топлива (шасси выпущены) воспользуемся табл. 23, из которой находим смещение центровки за счет выпуска шасси самолета, имеющего вес 45 000 *кг*. Получаем +2,0%, следовательно, центровка самолета с выпущенным шасси будет 17,4 + 2 = 19,4% САХ.

Таким образом, точка *Ж* соответствует полной загрузке самолета без топлива.

Далее, отложив на шкале «Топливо» отрезок, соответствующий минимальному остатку топлива для посадки — 1800 *кг* (точка *М*), и опустив из этой точки вертикаль на шкалу центровок в точке *Й*,

Таблица 2

Варианты размещения пассажирских кресел в кабинах самолета Ил-18Б

Варианты компоновок	Общее число пассажирских мест на самолете	Буфет	Количество кресел в передней кабине	в основной (средней) кабине	в задней кабине	Шаг кресел в передней кабине	в основной (средней) кабине	в задней кабине
Смешанный класс	[illegible]	Большой буфет	20	45	8	900	1020	[illegible]
То же	[illegible]		20	50	8	900	900	[illegible]
Туристский класс	79		20	45	14	900	1020	[illegible]
То же	[illegible]		20	50	14	900	900	[illegible]
Экономический класс	[illegible]		24	65	18	900	860	[illegible]
Туристский класс	89	Малый буфет	20	55	14	900	900	[illegible]
Экономический класс	111		24	71	16	900	860	[illegible]

соответствующей посадочному весу 46 340 кг получаем посадочную центровку [illegible] САХ (шасси убрано). Затем определяем взлетную центровку. На точки Ж откладываем отрезок, соответствующий заданному запасу топлива для полета 10 000 км (точка А) и, опустив из точки А вертикаль на шкалу центровок, в точке Л, соответствующей взлетному весу 54 530 кг получаем взлетную центровку 21,2% САХ (шасси убрано).

При определении взлетных и посадочных [illegible] вок необходимо помнить, что для [illegible] не должны быть более передних [illegible] (шасси убрано), а взлетные [illegible] 23% САХ (шасси убрано).

Весовые данные самолета Ил-18В с двигателями АМ-20А и винтами АВ-68И

Количество пассажирских мест — 105

Дальность полета (с аэронавигационным запасом топлива на 1 час полета — 1800 кг) на скорости 625 км/час, Н — 8000 м в км		1500	2000	2500	3000	4000	[illegible]
Техническая дальность полета до полного выгорания топлива в км		2100	2600	3100	3400	4000	[illegible]
Взлетный вес самолета у аэровокзала в кг		55 100	56 700	58 400	59 [illegible]	61 500	[illegible]
Коммерческая нагрузка кг	**Для самолетов с системой запуска от аэродромных средств**	14 000	14 000	14 000	13 [illegible]	[illegible]	[illegible]
	Для самолетов с системой бортового запуска от 10 аккумуляторов или от турбогенератора	13 500	13 500	13 500	13 100	11 900	[illegible]
	Для самолетов с системой бортового запуска от 20 аккумуляторов	13 200	13 200	13 200	[illegible]	11 600	[illegible]
Запас топлива (в момент начала полета самолета у аэровокзала) в кг		7900	9 500	11 200	[illegible]	[illegible]	[illegible]
Полная весовая отдача (для самолетов с системой бортового запуска от 10 аккумуляторов или турбогенератора) в		[illegible]	[illegible]	[illegible]	[illegible]	[illegible]	[illegible]
Расчетный посадочный вес кг		51 000	51 000	51 000	51 [illegible]	[illegible]	[illegible]
Остаток топлива при $G_{пос}$ в кг		5 900 ($G_{топл}$ [illegible])	5 800 ($G_{топл}$ [illegible])	5 700 ($G_{топл}$ [illegible])	[illegible] ($G_{топл}$ [illegible])	[illegible]	[illegible] ($G_{топл}$ [illegible])
Расчетный вес самолета с [illegible] топлива 1600 кг в кг		48 500	48 500	48 500	48 [illegible]	[illegible]	[illegible]
Вес самолета без топлива в кг		[illegible]	[illegible]	[illegible]	[illegible]	[illegible]	[illegible]

	[illegible]	[illegible]	[illegible]
Снаряжение [illegible] чел (с [illegible] кг	[illegible]	53 [illegible]	
Постоянная [illegible] (с [illegible] кг	10 [illegible]	11 33[illegible]	[illegible]

* $G_{топл}$ = вес топлива перед полетом

Таблица 11

Предельно допустимый остаток топлива

Вес коммерческой нагрузки в кг	Максимально допустимый остаток топлива при посадке в кг	Посадочный вес самолета в кг
13 500	3 800	58 000
12 300	5 000	58 000
9 500	7 800	58 000
7 300	10 000	58 000

Внимание! Систематические посадки с топливом весом выше 6000 кг не рекомендуются

Таблица 12

Весовая сводка снаряжения при различном количестве кресел

Наименование	Для самолетов с системой бортового запуска от 10 аккумуляторов или от турбогенератора							Для самолетов с системой бортового запуска от 20 аккумуляторов						
Количество кресел	105	84	79	78	73	111	89	105	84	79	78	73	111	89
Экипаж — 5 чел														
в том числе летчики — 2 чел., штурман, радист и бортпроводник в кг	400	400	400	400	400	400	400	400	400	400	400	400	400	400
Масло														
В силовой установке в кг	320	320	320	320	320	320	320	320	320	320	320	320	320	320
Кресла со столиками	970	830	780	810	790	1020	880	970	830	780	810	790	1020	880
Оборудование салона														
Кресла с подлокотниками в кг	249,7	249,7	249,7	249,7	249,7	86,7	86,7	249,7	249,7	249,7	249,7	249,7	86,7	86,7
Боксы для багажных ящиков в кг	49,2	49,2	49,2	49,2	49,2	—	—	49,2	49,2	49,2	49,2	49,2	—	—
Кипятильники в кг	53	53	53	53	53	47,2	47,2	53	53	53	53	53	47,2	47,2
Духовой шкаф в кг	30	30	30	30	30	—	—	30	30	30	30	30	—	—
Ящик в кг	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5
Жилплощадь														
В туалетных комнатах в кг	83	83	83	83	83	83	83	83	83	83	83	83	83	83
В пассажирском салоне в кг	65	65	65	65	65	65	65	65	65	65	65	65	65	65
Бытовое и кухонное оборудование														
Ковры в кг	60,2	60,2	60,2	60,2	60,2	60,2	60,2	60,2	60,2	60,2	60,2	60,2	60,2	60,2
Лестницы в кг	20	20	20	20	20	20	20	20	20	20	20	20	20	20
Переносное аварийное оборудование в кг	27	27	27	27	27	27	27	27	27	27	27	27	27	27
Запас кислорода в стационарных переносных баллонах в кг	4,8	4,8	4,8	4,8	4,8	4,8	4,8	4,8	4,8	4,8	4,8	4,8	4,8	4,8
Служебное оборудование														
Бортпроводник в бортовом трансфере в кг	18	18	18	18	18	18	18	18	18	18	18	18	18	18
Вспомогательное оборудование														
Тележки для транспортировки грузов и нижних багажных грузовых отсеков в кг	12,5	12,5	12,5	12,5	12,5	12,5	12,5	12,5	12,5	12,5	12,5	12,5	12,5	12,5
Сигнальное и [illegible] в кг	2,6	2,6	2,6	2,6	2,6	2,6	2,6	2,6	2,6	2,6	2,6	2,6	2,6	2,6
Для [illegible] 10 аккумуляторов														
[illegible] в кг														
Аккумуляторы [illegible] в кг								350	350	350	350	350	350	350
[illegible] в кг	2510	2210	2110	2110	2110	2170	2030	2530	2580	2530	2530	2530	2530	2390

Таблица [illegible]

Вес снаряжения (без экипажа) для самолетов Ил-18В с различным количеством кресел и на заличной системой запуска и влияние его на центровку самолета

Система запуска	Количество кресел: 111	10[illegible]	[illegible]	84	[illegible]	78
Для самолетов с системой бортового запуска от 10 аккумуляторов или турбогенератора	1270 кг	[illegible]	[illegible]	[illegible]	1290 кг	[illegible]
Для самолетов с системой бортового запуска от 20 аккумуляторов	[illegible]	[illegible]	[illegible]	[illegible]	[illegible]	[illegible]

Примечание. Вес системы запуска от 10 аккумуляторов учитывается в весе пустого самолета. Для самолетов с системой бортового запуска от 20 аккумуляторов вес дополнительных 10 аккумуляторов [illegible] в весе снаряжения.

Таблица [illegible]

Примеры расчета центровки самолета Ил-18В в варианте на 105 пассажирских мест

Система бортового запуска		Запуск от 10 аккумуляторов или турбогенератора						Запуск от 20 аккумуляторов					
Дальность полета		[illegible] км			5000 км			2500 км			[illegible] км		
Коммерческая нагрузка		11700 кг			9200 кг			11200 кг			[illegible] кг		
Наименование		G кг	x м	G x кгм	G кг	x м	G x кгм	G кг	x м	G x кгм	G кг	x м	G x кгм
Пустой самолет		31030	11,722	129010,3	31330	11,722	129010,[illegible]	31330	11,722	129010,[illegible]	31330	[illegible]	[illegible]
Снаряжение		1270	—	3170,5	1290	—	3170,5	2280	—	6010,5	2280	[illegible]	[illegible]
Экипаж (1 чел. в кабине)		200		542,4	320	—	542,1	320	—	542,1	320	[illegible]	[illegible]
Бортпроводник в буфете		80	22,680	1814,4	80	22,680	1814,4	80	22,680	1814,4	80	22,680	[illegible]
Топливо		11700	11,700	137000,[illegible]	11700	11,700	137000,[illegible]	11200	[illegible]	[illegible]	[illegible]	[illegible]	[illegible]
Коммерческая нагрузка: Пассажиры	Число пассажиров	105 чел.	—	[illegible]	105 чел.	101,58	[illegible]	105 чел.	—	[illegible]	[illegible]	[illegible]	[illegible]
	вес в кг	7875		2126	7875			7875			[illegible]		
Багаж и груз в багажно-грузовом отделении № 1		4100	14,5	[illegible]	1500	19,[illegible]	[illegible]	4100	[illegible]	[illegible]	[illegible]	[illegible]	[illegible]
То же № 2		2050	21,700	1102,5	[illegible]	21,700	1102,5	1600	21,700	[illegible]	[illegible]	[illegible]	[illegible]
„ № 3		—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
Багаж в гардероне		240	[illegible]	[illegible]	—	—	—	145	[illegible]	[illegible]	[illegible]	[illegible]	[illegible]
Запас продуктов в буфете		240	22,680	4450	200	22,680	4450	200	22,680	[illegible]	[illegible]	[illegible]	[illegible]
Взлетный вес самолета		[illegible]	11,[illegible] (0,[illegible])	[illegible]	[illegible]	11,128 (0,[illegible])	[illegible]	[illegible]	11,[illegible] (0,[illegible])	[illegible]	[illegible]	[illegible] (0,[illegible])	[illegible]
Центровка в % САХ	Шасси выпущено		21,9%			21,9			21,9			[illegible]	
	Шасси убрано		21,[illegible]			21,4			21,4			[illegible]	
Посадка с остатком топлива 1800 кг (аэронавигационный запас топлива на 1 час полета)	Вес	19[illegible]	11,673 (0,[illegible])	09,671,[illegible]	[illegible]	11,[illegible] (0,[illegible])	[illegible]	18,[illegible]	11,[illegible] (0,[illegible])	[illegible]	[illegible]	[illegible] (0,[illegible])	[illegible]
Центровка в % САХ	Шасси выпущено		[illegible]			[illegible]			[illegible]			[illegible]	
	Шасси убрано		[illegible]			[illegible]			18,1%			[illegible]	

25X1

Таблица 15

Снаряжение 108-местного самолета Ил-18В

Бортовой номер ... Дата ... турбовинтовой ... ратора
Буфет ... 6 ...

Наименование	Единица	В том числе	G кг	x м	Mx кгм
Масло	%	В баках В радиаторах В трубопроводах, маслоагрегате и в трубопроводах	207,4 49 53,6	11,050	37,6
Бортовая аппаратура	%		970		14[illegible]1,9
Оборудование буфета	%	Контейнеры с посудой и бельем 22 шт. Баки для вторых блюд — 12 шт. Сушильный шкаф — 2 шт. Кипятильник ... шт. Ящик	249,7 49,2 30 53 5	21,675 21,300 21,200 23,100 23,300	54[illegible],2 1[illegible],9 6[illegible],6 12[illegible],2 1[illegible]
Жидкости	%	Вода в переднем 1-м туалете Вода в переднем 2-м туалете Вода в заднем туалете Вода в умывальной системе	29 29 25 65	7,200 11,300 27,700 27,365	2[illegible],3 3[illegible],7 6[illegible],5 17[illegible],2
Экипажное оборудование (общий вес [illegible])					
Кислородное оборудование	%	Кислородные баллоны Аппаратура Переносные кислородные баллоны с приборами КП-21 Запас кислорода в переносных кислородных баллонах Запас кислорода в стационарных баллонах	60,2 20 27 1,8 3	14,010 9,225 8,350 8,500 5,500	8[illegible],5 1[illegible],5 2[illegible],9 1[illegible],4 1[illegible],5
Спасательное оборудование	%	Бортовая лодка Бортовой трап-мостик	12 6	8,300 22,200	[illegible],6 1[illegible],2
Вооружение	%	Тележка для загрузки груза в нижний багажно-грузовых отделения Сигнальные патроны ЭКСП-39 12 шт	12,5 2,6	14,900 1,400	1[illegible],5 [illegible],7
Снаряжение без экипажа	1		1970		31[illegible],3
Снаряжение с экипажем 5 чел.	1		2370		340[illegible],1

Примечание. ... аппаратуры ... бортовой системы ... запуска от 10 аккумуляторов входит в вес ... самолета.

Таблица 16

Снаряжение 110-местного самолета Ил-18В

Бортовой номер ... 10 ...
Бортовой ...

Наименование	Единица	В том числе	G кг	x м	Mx кгм
Масло	%	В баках В радиаторах В трубопроводах, маслоагрегатах	217,4 49 53,6	11,050	37,6

Продолжение

	Наименование	Вес кг	В том числе	G кг	x м	z м
Эксплуатационное оборудование (общий вес 1450 кг)	Кресла со столиками	1020		1020		[illegible]
	Оборудование буфета	130,9	Контейнеры с посудой и бельем — 10 шт	86,7	22,500	[illegible]
			Кипятильники — 8 шт	47,2	23,170	[illegible]
			Ящик	3	23,250	[illegible]
	Жидкость	148	Вода в переднем 1-м туалете	29	7,200	[illegible]
			Вода в переднем 2-м туалете	29	11,300	[illegible]
			Вода в заднем туалете	25	27,700	[illegible]
			Вода в увлажнительной системе	65	27,200	[illegible]
	Бытовое и кислородное оборудование (съемное)	112	Ковры съемные	60,2	14,510	[illegible]
			Литература	20	9,220	[illegible]
			Переносные кислородные баллоны с приборами КП-21	27	8,500	[illegible]
			Запас кислорода в переносных кислородных баллонах	1,9	8,500	[illegible]
			Запас кислорода в стационарных баллонах	3	5,500	[illegible]
	Служебное оборудование	18	Бортлестница	12	8,300	[illegible]
			Бортовой трап-лоток	6	22,200	[illegible]
	Вспомогательное оборудование	15,1	Тележка для транспортировки грузов в нишах багажно-грузовых отделениях	12,5	14,920	[illegible]
			Сигнальные патроны ЭКСП-39 — 12 шт	2,6	1,440	[illegible]
Снаряжение без экипажа		1770		1770		[illegible]
Снаряжение с экипажем 5 чел		2170		2170		[illegible]

Примечание. Без агрегатов и проводки системы бортового запуска от 10 аккумуляторов вводить в вес снаряжения самолета.

Таблица

Снаряжение 105-местного самолета Ил-18В

Бортовой запасный аэродром мультиплан
Буфет — большой

	Наименование	Вес кг	В том числе	G кг	x м	z м
	Масло	2	В баках	27,1		
			В радиаторах	19	11,550	[illegible]
			В двигателе, маслоагрегатах и дубль-проводе	63,0		
	Кресла со столиками	920		920		[illegible]
Эксплуатационное оборудование	Оборудование буфета	386,9	Контейнеры с посудой и бельем — 22 шт	19,7	21,75	[illegible]
			Боксы для вторых блюд — 12 шт	89,2	21,340	[illegible]
			Духовой шкаф — 2 шт	10	21,720	[illegible]
			Кипятильники — 9 шт	53	23,400	[illegible]
			Ящик	5	23,200	[illegible]
	Жидкость	148	Вода в переднем 1-м туалете	29	7,300	[illegible]
			Вода в переднем 2-м туалете	29	11,300	[illegible]
			Вода в заднем туалете	25	27,700	[illegible]
			Вода в увлажнительной системе	65	27,200	[illegible]

6. РАСЧЕТНЫЕ НАГРУЗКИ НА ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

На фиг. 51 приведен график расчетных воздушных нагрузок на горизонтальное оперение для всего диапазона полетных весов и центровок самолета.

Наибольшие расчетные нагрузки на горизонтальное оперение следующие:

Случаи нагружения	$P_{г.о}$, кг
I	[illegible]
A° [illegible] ΔI	[illegible]
B [illegible] ΔI	[illegible]
C [illegible] ΔI	21 727
Неспокойный воздух	18 051
2-й случай маневренной нагрузки	[illegible]

7. РАСЧЕТНЫЕ НАГРУЗКИ НА ВЕРТИКАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

Расчетные воздушные нагрузки на вертикальное оперение равны:

Случай нагружения	$P_{в.о}$, кг
Маневренная нагрузка	[illegible]
Демпфирующая нагрузка	[illegible]
Неспокойный воздух	[illegible]
Случай остановки двигателей	[illegible]
Комбинированное нагружение	[illegible]

8. РАСЧЕТНЫЕ НАГРУЗКИ НА ШАССИ

В табл. 25, 26, 27 и 28 приведены расчетные нагрузки на переднюю и главные ноги шасси при взлете и посадке при $G_{взл}$ = 61 500 кг; $G_{пос}$ = 51 000 кг.

Таблица 26

Расчетные нагрузки на переднюю ногу шасси при посадке

$G_{пос}$ = 51 000 кг; x_T = 16,5% САХ

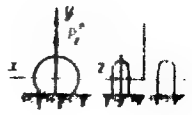
Расчетный случай	Схема нагружения		Расчетная нагрузка кг	Расчетная перегрузка	Коэффициент безопасности
$E_{пос}$		$h^{y}_{ц.к}$ = 140 мм $h^{z}_{ц.к}$ = 286 "	$P_{п}$ = 36 600	4,16	[illegible]
$E_{пос}$ и $G_{п}$		$h^{y}_{ц.к}$ = 315 мм $h^{z}_{ц.к}$ = 240 α = 15°	$P_{п}$ = 33 000	3,75	[illegible]
$E_{пос}$ и $G_{п}$		$h^{y}_{ц.к}$ = 315 мм $h^{z}_{ц.к}$ = 240 " α = 15°	$P_{п}$ = 23 100	2,62	[illegible]
[illegible]		$h_{ц.к}$ = 58 мм $h^{y}_{ц.к}$ = 277 " [illegible]	$P_{п}$ = 33 000	3,75	[illegible]

Таблица 2

Координаты центра тяжести пассажиров при различном количестве мест на самолете

Количество мест	111		105		90		81		79		78		73	
№ ряда	количество кресел в ряду	$x_{цт}$ м	количество кресел в ряду	$x_{цт}$ м	количество кресел в ряду	$x_{цт}$ м	количество кресел в ряду	$x_{цт}$ м	количество кресел в ряду	$x_{цт}$ м	количество кресел в ряду	$x_{цт}$ м	количество кресел в ряду	$x_{цт}$ м
1	6	4,038	6	4,038	5	4,038	5	4,038	5	4,038	5	[illegible]	[illegible]	[illegible]
2	6	4,938	6	4,938	5	4,938	5	4,938	5	4,938	5	4,938	5	[illegible]
3	6	5,838	6	5,838	5	5,838	5	5,838	5	5,838	5	5,838	5	[illegible]
4	6	6,738	6	6,738	5	6,738	5	6,738	5	6,738	5	6,738	5	[illegible]
5	6	12,130	6	12,130	5	12,130	5	12,130	5	12,130	5	12,130	[illegible]	[illegible]
6	6	12,970	6	12,970	5	13,030	5	13,030	5	13,150	5	13,030	5	[illegible]
7	6	13,810	6	13,810	5	13,930	5	13,930	5	14,170	5	13,930	5	[illegible]
8	6	14,650	6	14,650	5	14,830	5	14,830	5	15,190	5	14,830	5	[illegible]
9	6	15,490	6	15,490	5	15,730	5	15,730	5	16,210	5	15,730	5	[illegible]
10	6	16,330	6	16,330	5	16,630	5	16,630	5	17,230	5	16,630	5	[illegible]
11	6	17,170	6	17,170	5	17,530	5	17,530	5	18,250	5	17,530	5	[illegible]
12	6	18,010	6	18,010	5	18,430	5	18,430	5	19,270	5	18,430	5	[illegible]
13	6	18,850	6	18,850	5	19,330	5	19,330	5	20,290	5	19,330	5	[illegible]
14	6	19,690	6	19,690	5	20,230	5	20,230	5	24,230	5	20,230	4	[illegible]
15	5	20,530	5	20,530	5	21,130	5	24,280	5	25,180	1	24,335	4	[illegible]
16	5	21,370	6	24,280	5	24,280	5	25,180	4	26,080	1	25,785	—	
17	6	24,280	5	25,180	5	25,180	4	26,080	—	—	—	—		
18	5	25,180	5	26,080	4	26,080	—	—	—	—	—			
19	5	26,080	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—		

Таблица 22

Величина балласта и место его установки при перегонке самолета

Экипаж — 4 чел.

Наименование	Для самолетов с системой бортового запуска от 10 аккумуляторов	Для самолетов с системой бортового запуска от 20 аккумуляторов
Вес балласта в кг	50	150
Место загрузки	Задняя часть багажно-грузового отделения № 2	Задняя часть багажно-грузового отделения № 2

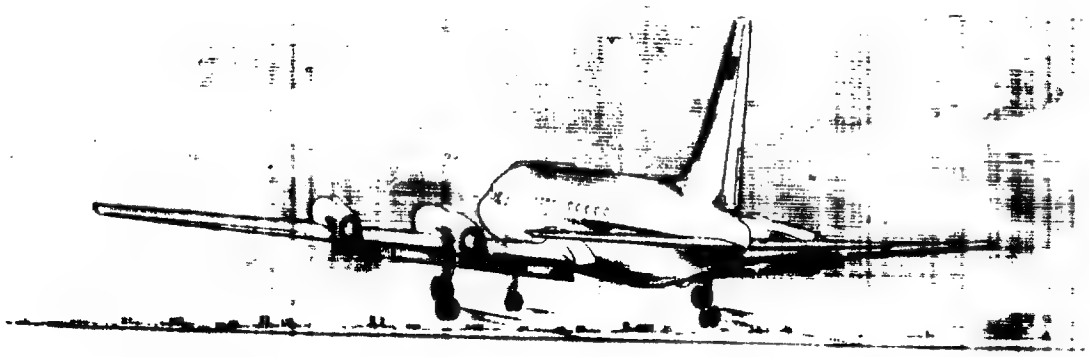
Таблица 1

Вес самолета кг	61 500	50 000	45 000	40 000	35 000	[illegible]
Изменение центровки самолета от уборки шасси в % САХ	1,5	+1,8	[illegible]	+2,5	+2,9	[illegible]

Таблица 24

Возможное распределение дополнительного груза без нарушения центровки самолета

Загруженные багажно-грузовые отделения	Вес добавляемого груза 100%
№ 1 и 2	В отделение № 1 — 55% В отделение № 2 — 45%
№ 1 и 3	В отделение № 1 — 71% В отделение № 3 — 29%



ГЛАВА IV

ПРОЧНОСТНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

1. ИСХОДНЫЕ ВЕЛИЧИНЫ, ПРИНЯТЫЕ ПРИ РАСЧЕТАХ САМОЛЕТА НА ПРОЧНОСТЬ

При определении нагрузок, действующих на самолет, и при расчетах на прочность принято следующее:

Предельное число М полета	$M_{пред}=0,65$
Ограниченная максимальная индикаторная скорость горизонтального полета	$V_{i\,max\,огр}=510$ км/час
Максимально-допустимая индикаторная скорость при планировании	$V_{i\,max\,доп}=612$ км/час
Скоростной напор, соответствующий индикаторной скорости $V_{max\,огр}=510$ км/час	$q_{max\,огр}=1240$ кг/м²
Скоростной напор, соответствующий индикаторной скорости $V_{max\,доп}=612$ км/час	$q_{max\,доп}=1800$ кг/м²
Максимальная индикаторная скорость полета, при которой необходимо убирать закрылки, отклоненные на δ = 30°	$V_i=300$ км/час
Максимальная скорость полета, при которой разрешается отклонять закрылки на углы δ = 15°	$V_i=420$ км/час
δ = 40°	$V_i=400$ км/час
Максимальная скорость, при которой разрешается выпускать и убирать шасси и открывать и закрывать створки шасси	$V_i=350$ км/час
Максимальный взлетный вес самолета	$G_{взл\,max}=51\,500$ кг
Максимальный посадочный вес самолета при эксплуатационных посадках	$G_{пос\,max}=51\,000$ кг
Максимальное количество топлива на самолете, при котором разрешается посадка	$G_{топ}=10\,000$ кг
Максимальная коммерческая нагрузка	$G_{ком\,max}=14\,000$ кг

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. 1. Несоблюдение ограничений по скоростям полета может привести к поломке самолета в воздухе от непозволительно больших внешних нагрузок или от флаттера.

2. Нормальный посадочный вес не должен превышать $G_{пос}=51$ т. Однако в исключительных случаях разрешается посадка самолета с полным запасом топлива весом при повышенном внимании летчика. После такой посадки следует осмотреть колеса, ноги шасси и узлы крепления шасси к крылу.

3. Систематические посадки с $G_{пос}=10\,000$ т производить не рекомендуется. Остаток топлива при систематических посадках допускается не более 6000 кг.

4. Первые серийные самолеты имеют пониженную прочность. Дополнительные ограничения по прочности для этих самолетов приведены в инструкции летчику.

На фиг. 48 приведены максимальные скорости на различных высотах полета. Из фигуры видно, что ограничение по индикаторной скорости при горизонтальном полете, равное $V_{i\,max\,огр}=510$ км/час, существует до высоты $H_{огр}=4500\div5500$ м (в зависимости от полетного веса самолета).

2. ПОЛЕТНЫЕ ПЕРЕГРУЗКИ

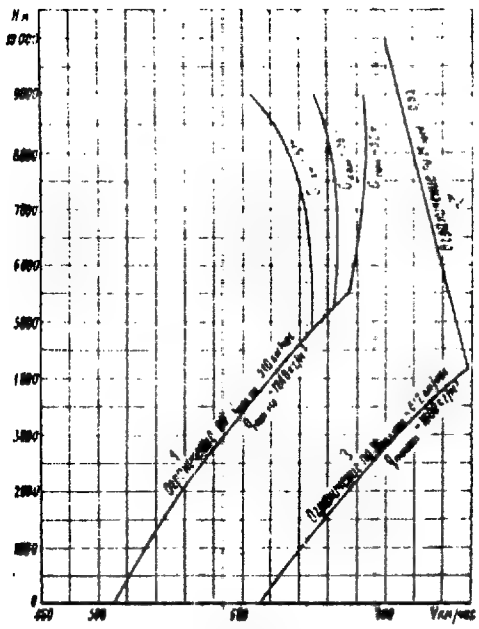
На фиг. 49 приведен график максимальных эксплуатационных крыльевых перегрузок, действующих на самолет в полете, в зависимости от его веса — $n^{э}_{max\,кр}$.

Примечание. Расчетная перегрузка определяется при коэффициенте безопасности f 1,5. Она равна $n^{р}_{max\,кр}=n^{э}_{max\,кр}\cdot 1,5$.

Величина $n^{э}_{max\,кр}$ показывает, во сколько раз максимальная эксплуатационная воздушная нагрузка, действующая на крыло самолета, больше веса самолета.

Из графика видно, что с увеличением полетного веса самолета величина максимальной перегрузки уменьшается. Меньше 2,30 при расчетах на прочность максимальная эксплуатационная перегрузка не берется, что соответствует $n^{р}_{кр}=3,45$. На этом же графике приведена кривая изменения максимальной воздушной нагрузки на крыло — величина $(nG)_{max}$.

Из графика видно, что, несмотря на уменьшение величины максимальной перегрузки, воздушная нагрузка на крыло увеличивается с увеличением полетного веса самолета.



Фиг. 48. Максимальные скорости полета самолета на различных высотах.

3. РАСЧЕТНЫЕ ВЕСА

В табл. 10 гл. III «Весовые данные, центровка и загрузка самолета» даны значения взлетных, полетных и посадочных весов самолета с полной коммерческой нагрузкой в зависимости от дальности полета.

Расчетный посадочный вес самолета определяется в зависимости от дальности полета с запасом топлива, равным 40—33% от общего количества его при взлете.

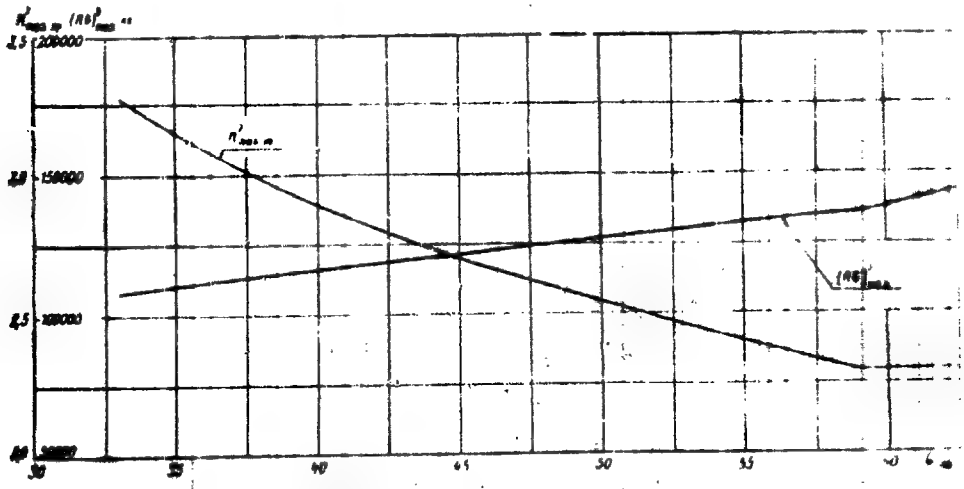
За минимальный полетный вес при расчете на прочность принимается вес самолета с запасом топлива 1600 *кг*.

Для всех агрегатов самолета (кроме крыла при посадке) расчетным является вариант с полной коммерческой нагрузкой. Для крыла самолета при посадке расчетным является вариант самолета с неполной коммерческой нагрузкой, когда запас топлива равен 10 000 *кг* и коммерческая нагрузка равна 7800 *кг*.

При расчетах на прочность самолета в целом и отдельных его агрегатов рассматриваются следующие три варианта загрузки.

НОРМАЛЬНЫЙ ВАРИАНТ С ПОЛНОЙ КОММЕРЧЕСКОЙ НАГРУЗКОЙ

Взлетный вес самолета ($G_{топл}$ = 9500 *кг*)	$G_{взл}$ = 36 700
Расчетный полетный вес самолета ($G_{топл}$ = 1600 *кг*)	$G_{расч.п}$ = 28 900
Расчетный полетный вес самолета ($G_{топл}$ = 5600 *кг*)	$G_{расч.п}$ = 32 800
Расчетный посадочный вес самолета ($G_{топл}$ = 3800 *кг*)	$G_{посад}$ = 31 090
Вес коммерческой нагрузки . .	$G_{коммерч.нагр}$ = [illegible] *кг*
Центровка самолета при $G_{расч.п}$ (шасси убрано)	$\bar{x}_t$ = [illegible] 23° [illegible]
Центровка самолета при $G_{расч.п}$ (шасси убрано)	$\bar{x}_t$ [illegible] 23 [illegible]
Центровка самолета при $G_{вог}$ (шасси выпущено)	$\bar{x}_t$ = [illegible] 21 [illegible]

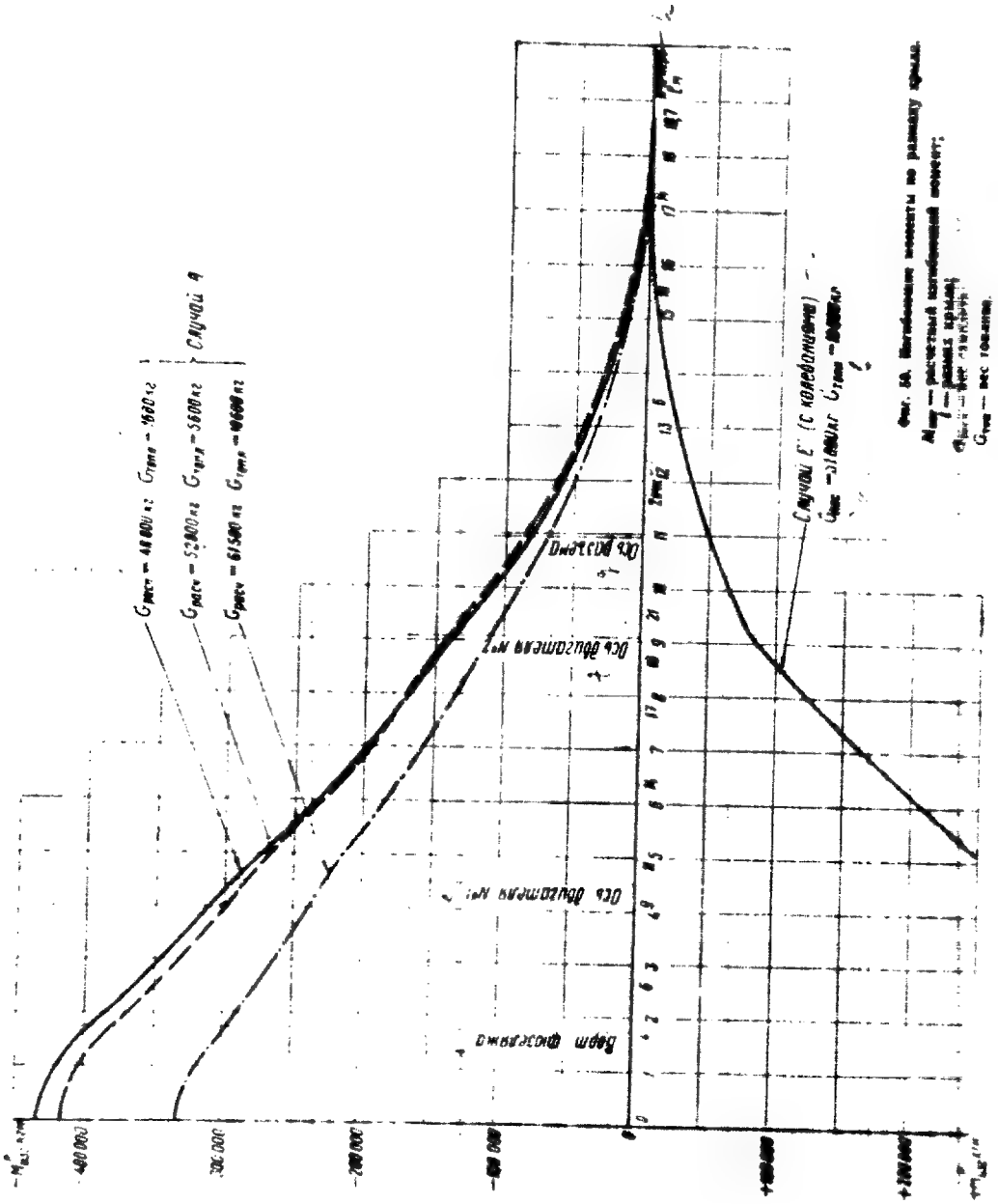


Фиг. 49. Изменение максимальной эксплуатационной перегрузки в зависимости от веса самолета

$n^{y}_{max\ кр}$ — максимальная воздушная нагрузка на крыло;

$G_{сам}$ — вес самолета;

$(nG)^{y}_{max}$ — эксплуатационные „крыльевые" перегрузки.



Максимальная расчетная перегрузка
при $G_{расч I} = 48\,800$ *кг* . . . . $n^{P}_{max\,кр} = 3,87$
при $G_{расч II} = 52\,800$ . . . . . $n^{P}_{max\,кр} = 3,70$

При $G_{расч I} = 48\,800$ *кг* (остаток топлива 1600 *кг*) этот вариант загрузки самолета является расчетным для общей прочности центроплана и для фюзеляжа на полетные случаи. При $G_{расч II} = 52\,800$ *кг* (остаток топлива 5600 *кг*) этот вариант становится расчетным для стыемной части крыла и примыкающей к ней части центроплана. При $G_{пос} = 51\,000$ *кг* (остаток топлива 3800 *кг*) этот вариант является расчетным для шасси и фюзеляжа на посадочные случаи.

ВАРИАНТ С МАКСИМАЛЬНЫМ ВЗЛЕТНЫМ ВЕСОМ

Взлетный вес самолета ($G_{топл} = 18\,600$ *кг*) $G_{взл} = 61\,500$ *кг*
Расчетный полетный вес ($G_{топл} = 18\,600$ *кг*) $G_{расч} = 61\,500$ »
Центровка самолета при $G_{взл}$ (шасси выпущено) . . . . . $\bar{x}_T = 22,3 \div 24,5\,\%$ САХ
Центровка самолета при $G_{расч}$ (шасси убрано) . . . . . $\bar{x}_T = 20,8 \div 23\,\%$ САХ
Максимальная расчетная перегрузка при $G_{расч}$ . . . . . $n^{P}_{max\,кр} = 3,45$

При $G_{взл} = 61\,500$ *кг* этот вариант является расчетным на взлетные случаи для всего самолета в целом и его отдельных агрегатов. При $G_{расч} = 61\,500$ *кг* этот вариант становится расчетным для местной прочности крыла, так как в этом случае удельная воздушная нагрузка на крыло максимальная.

ВАРИАНТ С НЕПОЛНОЙ КОММЕРЧЕСКОЙ НАГРУЗКОЙ

Взлетный вес самолета . . . . . $G_{взл} \leq 5\,320$ *кг*
Расчетный посадочный вес . . . . . $G_{пос} = 5\,[illegible]$ »
Максимально допустимое количество топлива при посадке . . . . . $G_{топл} = [illegible]000$ »
Вес коммерческой нагрузки . . . . . $G_{комм\,нагр} = [illegible]800$ »
Центровка самолета при $G_{пос}$ (шасси выпущено) . . . . . $\bar{x}_T = 19,0 \div 21,7\,\%$ САХ

Этот вариант при посадочном весе $G_{пос} = 51\,000$ *кг* ($G_{топл} = 10\,000$ *кг*) является расчетным для прочности крыла при посадке.

4. НАГРУЗКИ НА КРЫЛО

На фиг. 50 приведены кривые изгибающих моментов по размаху крыла в случае 1 и в случае 2 с колебаниями крыла.

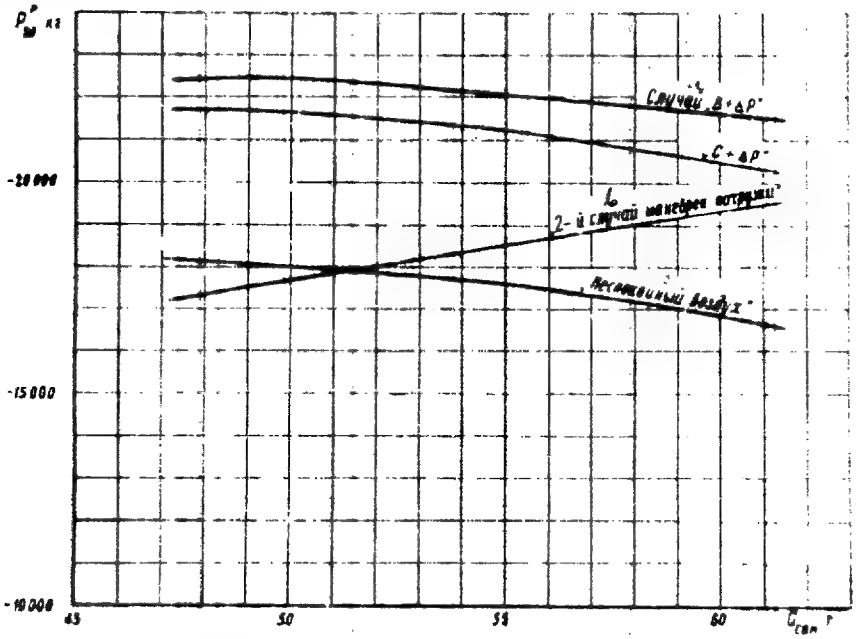
5. РАСЧЕТНЫЕ НАГРУЗКИ НА ФЮЗЕЛЯЖ

Для носовой части фюзеляжа расчетным является случай E' при $G_{пос} = 51\,000$ *кг* и $G_{комм\,нагр} = 14\,000$ *кг*. Для хвостовой части фюзеляжа расчетными являются два случая:

E' при $G_{пос} = 51\,000$ *кг* и $G_{комм\,нагр} = 14\,000$ *кг* и

$B + \Delta P + P^{P}_{ш}$ при $G_{расч I} = 48\,800$ *кг* и $G_{комм\,нагр} = 14\,000$ *кг*.

При расчете на прочность фюзеляжа учитывалось избыточное давление в пассажирской кабине $p^{\circ} = 0,5$ *ати*.



Фиг. 51. Воздушные нагрузки на горизонтальное оперение в зависимости от полетного веса самолета

$P^{P}_{г.о}$ — расчетные воздушные нагрузки на горизонтальное оперение;
$G_{взл}$ — вес самолета.

6. РАСЧЕТНЫЕ НАГРУЗКИ НА ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

На фиг. 51 приведен график расчетных воздушных нагрузок на горизонтальное оперение для всего диапазона полетных весов и центровок самолета.

Наиболее расчетные нагрузки на горизонтальное оперение следующие:

Случай нагружения	$P_{гр}$, кг
1	0,313
$A' + \Delta P'$	0,418
$B' + \Delta P'$	−22 168
$C' + \Delta P'$	−21 [illegible]
Неспокойный воздух	−18 [illegible]
2-й случай маневренной нагрузки	+19 [illegible]

7. РАСЧЕТНЫЕ НАГРУЗКИ НА ВЕРТИКАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

Расчетные воздушные нагрузки на вертикальном оперении равны:

Случай нагружения	$P_{гр}$
Маневренная нагрузка	1
Демпфирующая нагрузка	[illegible]
Неспокойный воздух	1
Случай остановки двигателей	1
Комбинированное нагружение	1

8. РАСЧЕТНЫЕ НАГРУЗКИ НА ШАССИ

В табл. 25, 26, 27 и 28 приведены расчетные нагрузки на переднюю и главные ноги шасси при посадке при G_{max} = 61 500 кг, G_{min} = 5 000 кг.

Таблица 25

Расчетные нагрузки на переднюю ногу шасси при посадке

G_{max} = 61 000 кг; $\bar{x}_T$ = 16,5% САХ

Расчетный случай	Схема нагружения		Расчетная нагрузка кг	Расчетная перегрузка	Коэффициент безопасности
$E_ш$		$h^{г}_{о.к}$ = 440 мм $h^{г}_{с.к}$ = 286	$P^{г}$ = 36 600	4,16	1,85
$E_ш + G_ш$		$h^{г}_{о.к}$ = 315 мм $h^{г}_{с.к}$ = 200 α = 45	$P^{г}$ = 33 000	3,75	1,65
$E'_ш + G'_ш$		$h^{г}_{о.к}$ = 315 мм $h^{г}_{с.к}$ = 200 α = 45°	$P^{г}$ = 23 100	2,62	1,65
$P_{ш}$		$h_{о.к}$ = 341 мм $h^{г}_{с.к}$ = 277 r_p = [illegible] ψ = 70–[illegible]	$P^{г}$ = 33 000	3,75	1,65

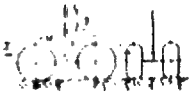
Расчетные нагрузки на главную ногу шасси при посадке

$G_{пос}$=51 000 *кг*; x_T=24,8% САХ

Расчетный случай	Эскиз нагружения		Расчетная нагрузка на главное шасси в *кг*	Расчетная перегрузка	Коэффициент безопасности шасси
$E_ш$		h^y_{0T}=440 *мм*	P^y=99 000	n^y=4,12	[illegible]
$E'_ш$		h^y_{0T}=440 *мм* θ=8°30'	P^y=105 000	n^y=[illegible]	1,6
$G_ш$		h^y_{0T}=360 *мм* α=42°30'	P^y=[illegible]3 000	n^y=[illegible]	1,65
$E'_ш$ и $G'_ш$ P_x—назад		h^y_{0T}=180 *мм*	P^y_E=[illegible] 500 P^y_G=[illegible]500	n^y=[illegible] n^y=[illegible]	1,65
$E'_ш$ и $G'_ш$ P_x—вперед		h^y_{0T}=360 *мм*	P^y_E=[illegible]1 000 P^y_G=[illegible]500	n^y_E=[illegible] n^y_G=1,7[illegible]	[illegible]
$R_{ш}$		h^y_{0T}=360 *мм* $h_{ш}$=113 [illegible] θ=8°30' x_P=[illegible] *мм*	P^y=79 000 F^x=[illegible]8 000 F^z=[illegible]	n^y_E=[illegible] n^y_G=[illegible]	[illegible]

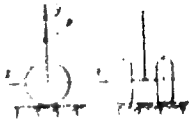
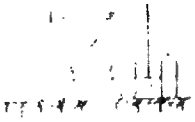
25X1

CONFIDENTIAL

Расчетная схема	Схема нагружения		Расчетная нагрузка на главное шасси в кг	Расчетная перегрузка	Коэффициент безопасности
					Прочность
[illegible]		$h^{\nu}_{T}=360$ мм $h_{m}=77$ " $r_{p}=373$ "	$P^{p}_{T}=50\,400$ $F_{p}=50\,400$ $T_{p}=16\,000$	$n_{p}=0{,}99$ $n^{p}_{T}=0{,}814$	Рассматривается также случай $n^{p}_{T}=0$ без торможения и $f=1{,}05$
[illegible]		h [illegible] мм h [illegible] " $r_{p}=513$ "	$P^{p}_{T}=74\,500$ $T=27\,100$	$n^{p}=3{,}59$ $n^{p}_{T}=0{,}599$	$f=0{,}65$
[illegible]		h [illegible] мм h [illegible] " [illegible]	$P_{ср}=39\,000$ $\Delta P=\pm 14\,500$ кгм		Вместо [illegible] может [illegible] $f=1{,}05$

Расчетные нагрузки на переднюю ногу шасси при взлете

[illegible] САУ

Расчетная схема	Схема нагружения		Расчетная нагрузка кг	Расчетная перегрузка	Коэффициент безопасности
[illegible]		$h^{\nu}_{T}=360$ мм $h^{\nu}_{m}=257$ [illegible]	$P=13\,000$	[illegible]	[illegible]
[illegible]		h [illegible] мм $h^{\nu}_{m}=277$ " [illegible]	$P=15\,500$	3,8	1,5

CONFIDENTIAL

25X1

CONFIDENTIAL

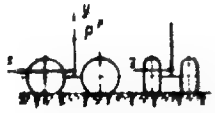
Продолжение

Расчетный случай	Эскиз нагружения		Расчетная нагрузка кг	Расчетная перегрузка	Коэффициент безопасности
$E'_{вл}$ и $G'_{вл}$		$h^Y_{ц.т}=380$ мм $h^Z_{ц.т}=277$ $\alpha=45°$ $h_{ш}=55$	$P^Y=9\,600$	1,66	
$R_{1ш.мл}$		$h^Y_{ц.т}=380$ мм $h^Z_{ц.т}=277$ $r_p=275$ $\delta=70\ 44'$ $h_{ш}=75$ мм	$P^Y=13\,700$	3,8	

Таблица 38

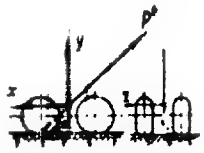
Расчетные нагрузки на главную ногу шасси при взлете

$G_{взл}=61\,500$ кг; $\bar{x}_т$ 24,5% САХ

Расчетный случай	Эскиз нагружения		Расчетная нагрузка на одну сторону кг	Расчетная перегрузка	Коэффициент безопасности
$F_{взл}$		$h^Y_{ц.т}=300$ мм $h_{ш}=155$	$P^Y=87\,700$	[illegible]	[illegible]
$E'_{взл}$		$h^Y_{ц.т}=300$ мм $\delta=8°30'$ $h_{ш}=110$ мм	$P^Y=92\,200$	3	1,5
$R_{взл}$		$h^Y_{ц.т}=360$ мм $h_{ш}=60$ $r_p=380$	$P^P_Y=30\,400$ $P^P_Z=23\,100$	$n^Y_P=0,5$ $n^P_P=0,37$	1,5

02

CONFIDENTIAL

Расчетный случай	Эскиз нагружения	Расчетная нагрузка на одну сторону кг	Расчетная перегрузка	Предварительный коэффициент безопасности
G_{max}	 $n^{\text{в}}_{\text{о.т}}=300$ м.м $\alpha=42°30'$ $h_{\text{ш}}=110$ м.м	$P^{P}_{x}=69\,200$ $P^{P}_{y}=46\,600$ $P^{P}_{z}=51\,000$	$n_p=2,25$	1,1

9. РАСЧЕТНЫЕ НАГРУЗКИ НА ПРОВОДКУ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

Проводка управления самолетом рассчитана на прочность от усилий, создаваемых на штурвале и педалях одним или одновременно двумя летчиками.

Проводка управления рулем высоты

1) Нагрузка на штурвал от одного летчика $P^{P}_{\text{ш}}=\pm 210$ кг

2) Нагрузка на штурвалы от двух летчиков $P^{P}_{\text{ш}}=\pm 180\times 2$ кг

Проводка управления элеронами

1) Нагрузка на штурвал от одного летчика $P^{P}_{\text{ш}}=\pm 160$ кг

2) Нагрузка на штурвал от двух летчиков $P^{P}_{\text{ш}}=\pm 120\times 2$ кг

Проводка управления рулем поворота

1) Нагрузка на педали от одного летчика $P^{P}_{\text{п}}=250$ кг

2) Нагрузка на педали от двух летчиков $P^{P}_{\text{п}}=187,5\times 2$ кг

10. РАСЧЕТНЫЕ ПЕРЕГРУЗКИ ДЛЯ ИНЕРЦИОННЫХ СИЛ

На графике фиг. 40 приведена кривая величины максимальной «крыльевой» перегрузки $-n^{\text{в}}_{\text{max кр}}$. Эта величина показывает, в сколько раз воздушная нагрузка, действующая на крыло, больше веса самолета

$$n^{\text{в}}_{\text{max кр}}=\frac{P^{\text{в}}_{\text{max кр}}}{G_{\text{max}}}.$$

Помимо воздушной нагрузки, действующей на крыло, к самолету могут быть приложены и другие внешние нагрузки — воздушная нагрузка на горизонтальное и вертикальное оперение, нагрузка на шасси при взлете и посадке.

Действие всех этих внешних нагрузок уравновешивается инерционными силами поступательного и вращательного движения, приложенными к агрегатам самолета.

Инерционные силы определяются по следующему выражению:

$$P^{P}_{i}=G_i n^{P}_{i\Sigma},$$

где P^{P}_{i} — расчетная инерционная сила, приложенная к агрегату самолета весом G_i в кг

$n^{P}_{i\Sigma}$ — расчетная суммарная перегрузка

$$n^{P}_{i\Sigma}=n^{P}_{i\text{ поступ}}+\Delta n^{P}_{i\text{ вращ}}.$$

Полученные величины приведены в табл. 29 и 30

Таблица 29

Инерционные перегрузки, действующие на самолет в полетных случаях

($G_{расч} = 48\,800$ кг; $G_{топл} = 1600$ кг; $\bar{x}_т = 13{,}6\%$)

		Расчетные случаи	Коэффициент безопасности f	Расчетная перегрузка от воздушных сил на крыле $n^{p}_{кр}$	$P^{p}_{в}$ кг	$P^{p}_{\Sigma г.о}$ кг	Расчетные суммарные перегрузки массовых сил в самолетных осях: $n^{x\,p}_{\Sigma} = n^{x}_{поступ} \pm \Delta n^{x}_{вращ}$	$n^{y\,p}_{\Sigma} = n^{y}_{поступ} \pm \Delta n^{y}_{вращ}$	$n^{z\,p}_{\Sigma} = n^{z}_{поступ} \pm \Delta n^{z}_{вращ}$	Неуравновешенный момент $M^{p}_{неур}$ кгм
Изолированное симметричное нагружение горизонтального оперения	уравновешенные случаи	A	[illegible]	3,57	—	1 5[illegible]	−0,665	−3,85	0	0
		A'	1,5	3,57	—	−7 334	0,122	−2,72	0	0
		B	2	2,58	—	−11 528	0,254	−2,33	0	0
		C	2	0	—	−13 200	0	0	0	0
		D'	1,5	−1,815	—	−10 043	−0,106	+2,04	0	0
	неуравновешенные случаи	$A'-\Delta P$	1,5	3,57	—	3 496 −7 334	$0{,}129-0{,}089\cdot y$ 0,122	$-3{,}94-0{,}089\cdot x$ −3,72	0	−207 000 0
		$B+\Delta P$	2	2,58	—	−589 −22 468	$0{,}278-0{,}090\cdot y$ $0{,}230+0{,}090\cdot y$	$-2{,}55+0{,}090\cdot x$ $-2{,}11-0{,}090\cdot x$	0	−209 000 209 000
		$C+\Delta P$	1,5	0,20	—	−21 727	$0{,}098\cdot y$	$0{,}243-0{,}098\cdot x$	0	226 000
		Неспокойный воздух	1,5	1,5	—	7 711 −18 050	$-0{,}101\cdot y$ $0{,}101\cdot y$	$-1{,}658+0{,}101\cdot x$ $-1{,}13-0{,}101\cdot x$	0	−234 000 234 000
		2-8 случай маневренной нагрузки	2	—	—	±17 504	$\mp 0{,}144\cdot y$	$\pm 0{,}144\cdot x$	0	∓334 000
Носовая часть фюзеляжа		$H_ф$	2	—	—	—	—	—	±2	
Изолированное нагружение вертикального оперения		Маневренная нагрузка	2	$M^{Г} = -58\,000$	±16 440	—	$\mp 0{,}066\cdot z$	—	$\mp 0{,}443 \pm 0{,}066\cdot x$	±222 000
		Демпфирующая нагрузка	2	—	—	Нерасчетный			—	—
		Остановка двигателя	2	$M^{Г}_{[illegible]} = \pm 5[illegible]\,800$	±16 2[illegible]	—	$\mp 0{,}039\cdot z$	—	$\mp 0{,}535 \pm 0{,}039\cdot x$	∓131 000
		Комбинированная нагрузка	[illegible]	[illegible] 64 000	[illegible]	—	$\mp 0{,}064\cdot z$	—	$\mp 0{,}535 \pm 0{,}064\cdot x$	±217 300
		Неспокойный воздух	1,5	$M_{[illegible]} = -62\,800$	±18 000	—	$\mp 0{,}086\cdot z$	—	$\mp 0{,}389 \pm 0{,}086\cdot x$	±290 000

Примечания. 1. Начало координат лежит в центре тяжести [illegible] следующие:

[illegible]

для оси $y-y$ — вверх, перпендикулярно [illegible];

для оси $z-z$ — по правому крылу, перпендикулярно плоскости XOY.

2. При определении знака [illegible]

Таблица 30

Инерционные перегрузки, действующие на самолет в посадочных случаях

$G_{пос}=51\,000$ кг; $G_{топл}=3800$ кг

Расчетные случаи		Коэффициент безопасности f	Расчетные суммарные перегрузки массовых сил в самолетных осях		
			$n_x^{тр}=n^x_{поступ}\pm\Delta n^x_{вращ}$	$n_y^{тр}=n^y_{поступ}\pm\Delta n^y_{вращ}$	$n_z^{тр}=n^z_{поступ}\pm\Delta n^z_{вращ}$
Случаи нагружения главных ног шасси $x_T=24{,}8\%$ САХ	$E_ш$	1,8	$+0{,}057y$	$-5{,}28-0{,}057x$	0
	$E'_ш$	1,8	$-0{,}86-0{,}026y$	$-5{,}77+0{,}026x$	0
	$G_ш$	1,8	$+1{,}99-0{,}133y$	$-3{,}17+0{,}133x$	0
	$E'_ш+G_ш$ (F — назад)	1,8	$+2{,}16-0{,}156y$	$-3{,}51+0{,}156x$	0
	$E'_ш+G_ш$ (F — вперед)	1,8	$-1{,}86+0{,}062y$	$-4{,}38-0{,}062x$	0
	$R_{1ш}$ (удар справа)	1,8	$-0{,}70+0{,}0085z-0{,}019y$ $-0{,}70+0{,}016z-0{,}019y$	$-4{,}67+0{,}16z+0{,}019x$	$1{,}36-0{,}16y-0{,}0085x$ $1{,}36-0{,}16y-0{,}016x$
	$R_{1ш}$ (удар слева)	1,8	$-0{,}70-0{,}0085z-0{,}019y$ $-0{,}70-0{,}016z-0{,}019y$	$-4{,}67-0{,}16z-0{,}019x$	$-1{,}36+0{,}16y+0{,}0085x$ $-1{,}36+0{,}16y+0{,}016x$
	$R_{2ш}$ (с торможением)	1,8	$+0{,}34+0{,}029z-0{,}037y$ $0{,}34+0{,}035z-0{,}037y$	$-2{,}43\mp0{,}068z+0{,}037x$	$\pm1{,}08\pm0{,}068y\mp0{,}029x$ $\pm1{,}08\pm0{,}068y\mp0{,}035x$
	$R_{2ш}$ (без торможения)	1,8	$\pm0{,}0087z-0{,}015y$ $\pm0{,}013z-0{,}015y$	$-2{,}43\mp0{,}008z+0{,}015x$	$\pm1{,}08\pm0{,}008y\mp0{,}0087x$ $\pm1{,}08\pm0{,}008y\mp0{,}013x$
	T_1	1,8	$-0{,}74+0{,}037y$	$-5{,}00-0{,}037x$	0
	$F_ш$ (посадка на одну ногу)	1,8	$-0{,}029y$	$-3{,}46\mp0{,}39z+0{,}029x$	$\pm0{,}39y$
Случаи нагружения передних ног шасси $x_T=16{,}5\%$ САХ	E_1	1,82	$0{,}181y$	$-2{,}07-0{,}184x$	0
	$F_ш+G_ш$	1,8	$0{,}500+0{,}10y$	$-1{,}85-0{,}10x$	0
	$E'_ш+G$	1,8	$-0{,}45+0{,}11y$	$-1{,}70-0{,}11x$	0
	E	1,8	$+0{,}040+0{,}17y$	$-2{,}02+0{,}026z-0{,}17x$	$\mp0{,}23\pm0{,}026y\mp0{,}040x$
Аварийная посадка на одну с убранным шасси			$+6$	-2	0

Примечания. 1. Начало координат лежит в центре тяжести самолета. При этом положительные направления осей следующие:

для оси $x=x$ — вперед по оси самолета;
для оси $y=y$ — вверх, перпендикулярно оси самолета;
для оси $z=z$ — по правому крылу, перпендикулярно плоскости XOY.

2. При определении знака составляющей перегрузки за счет вращения в выражение $\Delta n_{вращ}$ значения координат x, y, z подставлять со своими знаками.

ГЛАВА V

НИВЕЛИРОВАНИЕ САМОЛЕТА

Нивелировочно-регулировочная схема приведена на фиг. 52

При нивелировании надо соблюдать следующее:

1. Перед нивелированием самолет нельзя загружать (т. е. он должен иметь вес пустого самолета)

2. При нивелировании самолет установить на трех опорах (точка *А* на шпангоуте № 4, точки *Б* правая и *Б* левая около нервюры № 7 центроплана по заднему лонжерону)

3. При замерах величин необходимо руководствоваться таблицей нивелировочных замеров с учетом веса конструкции

4. Перед стыковкой с фюзеляжем центроплан устанавливать горизонтально по точкам *1* правая (1п) и *1* левая (1л), выдерживая допуски по углу заклинивания. Для стыковки фюзеляж устанавливать в линию полета в вертикальной плоскости по боковым реперным точкам *24* правая и *24* левая. Точки *24* правая и *24* левая должны лежать на горизонтали или отклоняться от нее не более чем на 2 *мм*. Любая из точек *41* правая и *41* левая, *29* правая и *29* левая должны лежать в горизонтальной плоскости, проходящей через точку *21* правая или *24* левая или отклоняться от нее не более чем на 4 *мм*

Устанавливать фюзеляж по высоте по превышению точек *21* правая и *24* левая над плоскостью, проведенной через точки *1* правая и *1* левая. Разность превышений допускается в пределах 2 *мм*

Положение точки *36* проверять по превышению точек *29* правая и *29* левая над точкой *36*, равному 440±5 *мм*.

Отклонение точки *36* (в плане) от оси, проведенной через точки *25* и *28*, допускается ±3 *мм*.

5. Ось самолета в плане строить по нивелировочным точкам *25* и *28*. Точки *26* и *27* не должны отклоняться от оси более чем на ±3 *мм*

6. Перед окончательным нивелированием самолет устанавливать по точкам *1* правая и *1* левая (1п и 1л).

Точки *1* правая и *1* левая должны лежать на горизонтали или отклоняться от нее в пределах не более 2 *мм*. Боковые реперные точки на фюзеляже независимо от стороны и их количества — *24* правая, *2* левая, *41* правая, *41* левая, *29* правая, *29* левая — должны лежать в горизонтальной плоскости или отклоняться от нее в пределах не более 4 *мм*

7. При окончательном нивелировании самолета замеры поперечного *V* и угла атаки крыла по точкам *37* и *38*, а также замеры превышения точек *36* над *28* не производить.

8. Нивелировочные точки на крыле, фюзеляже, оперении и гондолах сверлить диаметром 3 *мм* на глубину 1,5 *мм* только в нижней обшивке и обводить красной краской кружком диаметром 10 *мм*.

Реперные точки на фюзеляже красить в красный цвет. Нивелировочные отверстия и реперные шайбы устанавливать в стапелях агрегатов по контрольным втулкам в рубильниках.

9. Разрешается установку киля проверять по разности расстояний от одинаковых точек правой и левой сторон 3-го узла подвески киля поворота до верхних точек *17* правая и *17* левая стабилизатора. Разность замеров допускается от 0 до 5 *мм*.

10. Проверять отклонение элеронов, руля и триммеров только посредством органов управления из кабины экипажа

11. Размеры с учетом влияния веса конструкции взяты расчетные.

12. Между правым и левым закрылками в опущенном положении допускаются «ножницы» не более 30′ (в пределах допусков)

13. Нивелировочные точки для установки центроплана проверять до установки киля и стабилизатора

14. Все размеры даны в проекциях, кроме размеров между точками *15*—*16* и *17*—*18*, которые даны в плоскости хорд

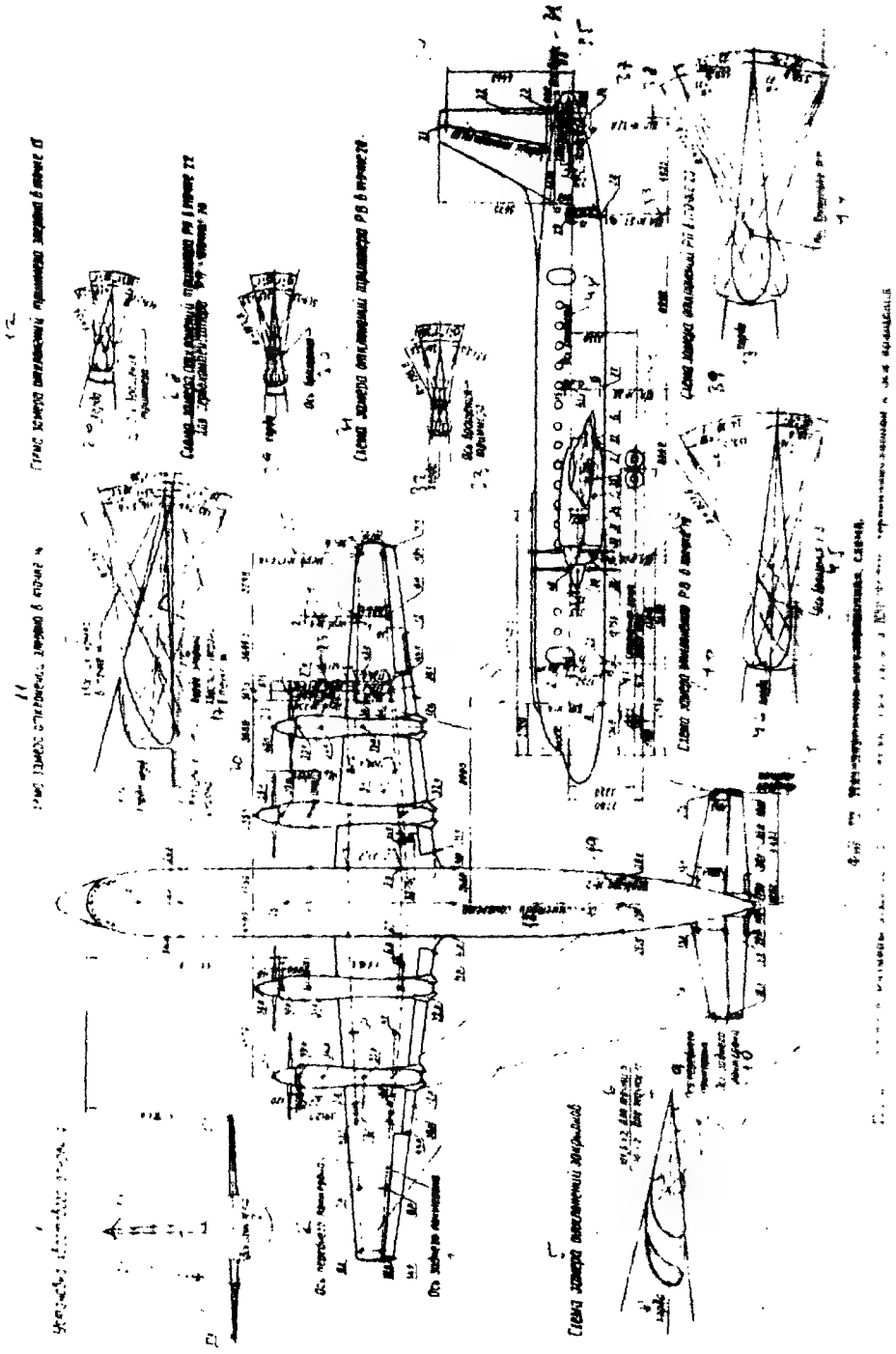
15. Нивелировочные точки *13* и *14* не чертить, а только обвести красной краской кружком диаметром 10 *мм*.

16. Разрешается установку крыла в плане проверять по разности расстояния от точек *7* правая и *7* левая до точки *28*. Разность замеров допускается от 0 до 15 *мм*.

17. Между правым и левым триммерами руля высоты допускаются «ножницы» на задней кромке не более 2 *мм* при допускаемом отклонении триммера от нейтрального положения (на задней кромке) ±1 *мм*.

25X1

CONFIDENTIAL



CONFIDENTIAL

25X1

CONFIDENTIAL

Таблица замеров

Цель замера		Наименование замера	Размер в мм по чертежу без учета веса конструкции	Размер в мм по чертежу с учетом веса конструкции	Примечание
Установка крыла	Угол атаки крыла	Превышение точки *1* над точкой *2*	123,1±8	1[illegible]±8	
		Превышение точки *3* над точкой *4*	93,8±6,5	81±7	
		Превышение точки *5* над точкой *6*	70,1±5,5	5[illegible]±5	Допуск на угол атаки крыла ±[illegible]
		Превышение точки *7* над точкой *8*	52,1±4	43±4	
		Превышение точки *9* над точкой *10*	22,9±3	1[illegible]±3	
		Превышение точки *37* над точкой *38*	66,5±5	5[illegible]±5	
		Превышение точки *43* над точкой *44*	64,1±5	54±5	
	Поперечное V крыла	Превышение точки *3* над точкой *1*	338,8±6	320±6	Допуск на поперечное V крыла ±1
		Превышение точки *43* над точкой *1*	642±11	599±11	
		Превышение точки *5* над точкой *1*	583,2±10	545±10	
		Превышение точки *37* над точкой *1*	613,1±11	572±11	Без накладки размеры соответственно будут: равны 613±11 и 578±11
		Превышение точки *7* над точкой *1*	883,1±15	816±15	
		Превышение точки *9* над точкой *1*	1085,5±19	997±19	Допуск на поперечное V крыла ±1
		Превышение точки *1* правой (1п) над точкой *1* левой (1л)	0±1,5	0±2	
		Превышение точки *7* правой над точкой *7* левой	0±15	0±15	
	Установка центроплана по высоте	Превышение точки *24* над точкой *1*	1273,9±3	1272±3	
	Установка центроплана в плане	Расстояние от точки *5* правой и *5* левой до точки *28*	17561,2±7	17501±7	
	Установка ОЧК в плане	Расстояние от точки *9* правой и левой до точки *29*	22736,3±10	22796±10	
Установка фюзеляжа	по высоте	Превышение точки *26* над точкой *25*	0±2	–	
		Превышение точки *27* над точкой *26*	0±2	–	
		Превышение точки *29* над точкой *27*	311,4±5	–	
	спереди	Превышение точки *29* правой над точкой *29* левой	0±4	0±4	
Установка стабилизатора	Установка стабилизатора по высоте	Превышение точки *15* над точкой *1*	1317,2±3	1310±5	
		Превышение точки *18* правой над точкой *18* левой	0±5	0±5	
	Угол заклинивания стабилизатора	Превышение точки *16* над точкой *15*	39,2±4	38,0±4	Допуск на угол заклинивания стабилизатора ±1°
		Превышение точки *18* над точкой *17*	22,4±2	2[illegible]±2	
	Поперечное V стабилизатора	Превышение точки *17* над точкой *15*	66,8±5	66±5	Допуск на поперечное V стабилизатора ±1°
	Установка стабилизатора в плане	Разность расстояний между точками (от *5* правой до *18* правой и от *5* левой до *17* левой)	От 0 до 16	От 0 до 16	

CONFIDENTIAL

25X1

CONFIDENTIAL

Установка	Разность расстояний между точками (от 17 правой верхней до 27 правой и от 17 левой верхней до 27 левой)	От 0 до 10	От 0 до 10
[illegible]	Превышение точки 10 над точкой 1	121,1 ± 5	—
	Превышение точки 10 над точкой 17	537 ± 3,5	532 ± [illegible]
	Превышение точки 17 над точкой 17	258,7 ± 2	274 ± [illegible]
	Превышение точки 1 над точкой 17	416 ± 3	431 ± [illegible]
[illegible]	Расстояние между измерениями от оси симметрии до точек 10, 17 и 18	От 0 до 10	От 0 до 10
[illegible]	Превышение точки 17 над точкой 1	652 ± 4	—
	Превышение точки 17 над точкой 17	96 ± 1	86 ± [illegible]
	Превышение точки 17 над точкой [illegible]	171,8 ± 2	160 ± [illegible]
	Превышение точки 17 над точкой 1	500 ± 2	516 ± [illegible]
[illegible]	Расстояние между измерениями от оси симметрии до точек 17, 17 и [illegible]	От 0 до 10	От 0 до 10
[illegible]	Превышение [illegible] 1 над точкой 10	63	—
[illegible]	Превышение точки 24 над точкой 19	343	—
[illegible]	Превышение точки 30 над точкой 18	1013,1 ± 3	1011 ± [illegible]
[illegible]	Расстояние точки 6 от [illegible], проведенной через точки 25 и 26	0 ± 1	0 ± 1

ПРИЛОЖЕНИЕ

ПАСПОРТИЗОВАННЫЕ ГОТОВЫЕ ИЗДЕЛИЯ, УСТАНАВЛИВАЕМЫЕ НА САМОЛЕТ

Наименование	Шифр изделия	Количество на самолет
Силовая установка		
Двигатель с стартер-генераторами постоянного тока СТГ-12ТМО	АИ-20А	1
Воздушный винт	АВ-68[illegible]	1
Воздушно-масляный радиатор	№ 875	4
Генератор переменного тока	СГО-8У	1
Кран заправки	№ 76040	1
То же	№ 76050	2
Коробка управления	№ 1100	1
Перекрывной кран	№ 76270	5
Подкачивающий насос с электродвигателем	ПНВ-2	10
Регулятор	Р-68Д	1
Терморегулятор	№ 1071	1
Топливный фильтр	12ТФ15	1
Флюгерный насос с электродвигателем	ПФ2ТА-	1
Фильтр	ГФ-6	1
Гидравлическая система		
Автомат разгрузки	ГА-121М	2
Аварийный тормозной клапан	УП-25/2	1
Выключатель гидравлический	УГ-34/1	2
То же	УГ-34/3	1
Гаситель гидроудара	ГА-162	3
Дроссельный кран	ГА-171	2
Дозатор	УГ-96	1
Инерционный датчик торможения	УА-27	4
Кран сливной	636700А	10
Насос	НП-25-3	2
Привод стеклоочистителя	ГА-21Б-00-4	2
Разъемный клапан	670000Б	8
Предохранительный клапан	634300	1

Наименование	Шифр изделия	Количество на самолет
Распределительно-демпфирующий механизм	РДМ	
Редуктор	ГА-29	
Реле давления	ГА-18-20	
Тормозной клапан	УТ-[illegible]	
Тормозной ускоритель	УП-5[illegible]	
Тормозной дифференциал	УП-[illegible]	
Чекночный клапан	УГ-[illegible]	
Электрический двухпозиционный кран	ГА-1[illegible]	2
Электрический трехпозиционный кран	ГА-1[illegible]	1
То же	ГА-[illegible]	
Электрокран автоматического торможения	УО-2[illegible]	1
Шасси		
Авиашина тормозного колеса	930×[illegible]	
Авиашина нетормозного колеса	750×[illegible]	2
Нетормозное колесо 700×50А	К275[illegible]	2
Тормозное колесо 930×30 В	КТВ[illegible]	4
Противопожарное оборудование		
Баск пожарных кранов	75[illegible]	
Датчик сигнализаторов пожара ССП-2А	ДПС-[illegible]	
Огнетушитель с зарядом 1,5 СТ	ОС-[illegible]	
Огнетушитель ручной	ОУ[illegible]	
Сигнализатор пожара	ССП-[illegible]	
Герметическая кабина		
Силикатное стекло К-21	ТСБ[illegible]37	
Шланг герметизации 12ТЖ	АО[illegible]21	
Электрообогреваемое стекло К-[illegible]	ТСБ[illegible]37	
Электрообогреваемое стекло ЭК-[illegible]	ТСБ[illegible]3[illegible]	

1 Ввиду постоянно происходящих изменений в типах, обозначениях и количестве готовых изделий приводимый здесь перечень может служить только для общего ознакомления с применяемым оборудованием на самолете Ил-18.

25X1

CONFIDENTIAL

Продолжение

Наименование	Шифр изделия	Количество на самолет
Приборы, контролирующие работу двигателей		
Авиационный электромеханический топливомер с 22 датчиками и четырьмя показывающими приборами	СЭТС-288	1 комп.
Датчик масломера	МЭС-1897А	1
Датчик указателя положения рычага топливоподачи	УПР1-2Д	1
Датчик тахометра	ДТЭ-1	1
Датчик давления из комплекта ЭМИ-100	Д-100	1
Измеритель тахометра	ИТЭ-2	2
Показывающий прибор указателя положения рычага топливоподачи	УПР1-2	2
Приемник давления масла из комплекта ЭМИ-3Р	П-10	1
Приемник манометра топлива из комплекта ЭМИ-3Р	П-80	4
Расходомер суммарного и часового расходов топлива	РТМС-1,2-Б1	4 комп.
Сигнализатор давления топлива СДУ	2А—0,18	4
Сигнализатор давления топлива СДУ	2—0,18	2
Сигнализатор давления топлива	СДУ 3—0,15	4
Сигнализатор давления СДУ	5—2,5	4
Сигнализатор давления СДУ	9А—20	4
Сигнализатор давления СДУ	9—12,5	4
Сигнализатор давления	СДУ 6—3,0	4
Термометр выходящих газов	ТБГ-26	4
Указатель масломера	МЭС-1897А	2
Указатель положения створок фюзеляжного радиатора	УФЗ-1	1
Электрический измеритель тяги из комплекта ЭМИ-100	ЭИ-100	2
Электрический трехстрелочный указатель из комплекта ЭМИ-3Р	УЭ-3	4
Приборы, контролирующие работу отдельных систем самолета		
Датчик показывающего прибора	УПП	3
Датчик давления манометра ЭМ-30	Д-20	2
Датчик давления манометра ЭМ-80	Д-80	4
Датчик давления манометра ЭМ-150	Д-150	1
Датчик термометра ТВ-11	П-1	3
Измеритель воздушного термометра ТВ-19	ИВ-1	2
Измеритель термометра наружного воздуха ТНВ-15	ИНВ-1	1
Измеритель электрического термометра	ИЭ-18	3
Измеритель воздушного термометра ТВ-11	ИВ-1	1
Показывающий прибор положения закрылков	УЗП-47	1
Показывающий прибор положения шасси	УПП-48	2
Приемник термометра ТВ-19	П-10	6
Приемник термометра наружного воздуха ТНВ-15	П-10	1
Приемник термометра ИЭ-48	П-1	3

Продолжение

Наименование	Шифр изделия	Количество на самолет
Электроизмеритель манометра ЭМ-220	ЭМ-220	2
Электроизмеритель манометра ЭМ-80	ЭМ-80	4
Электроизмеритель манометра ЭМ-150	ЭМ-150	1
Кислородное оборудование		
Кислородный прибор	КП-32	1
Кислородный баллон 36 л на 30 кг/см²	КБ-1	2
Кислородный прибор	КП-21	10
Кислородный прибор	КП-24	2
Кислородный баллон 7,6 л на 30 кг/см²	КБ-3	10
Манометр кислорода	МК-1	2
Манометр	МТ-60	1
Высотное оборудование		
Воздухо-воздушный радиатор	№ 508А	12
Высотный сигнализатор	ВС-40	1
Глушитель шума	№ 507А	14
Задатчик температуры из комплекта РТА-16-6	ЗТ1-7	1
Магнитный усилитель из комплекта РТА-16-6	УМ-46	1
Ограничитель абсолютного давления	№ 503	2
То же	№ 503	1
Предохранительный клапан	№ 438	1
Приемник термометра из комплекта РТА-16-6	П-2	1
Приемник термометра	П-1	14
Регулятор давления воздуха в кабине	№ 460	2
Турбохолодильник	№ 316	1
Увлажнитель кабины экипажа	208А	1
Указатель расходомера	УРВК	1
Указатель высоты и перепада давлений	УВПД	1
Форсуночный увлажнитель воздуха	№ 201	1
Электромеханизм	МПК-1	1
Аэронавигационное оборудование		
Авиагоризонт	АГБ-2	1
Авиагоризонт	АГД-1	1
Акселерометр	АМ-10	1
Барометрограф	К2-75	1
Выключатель коррекции	ВК-53	1
Вариометр мембранный	ВР-10	1
То же	ВАР-30-3	2
Дистанционный астрономический компас. В него входят:	ДАК-ДВ-5	Комплект
датчик курсовых углов	ДКУ	1
вычислитель	—	1
путевой корректор	БК-63	1
усилитель	—	1
Двухстрелочный высотомер	БД-10	1

CONFIDENTIAL

25X1

CONFIDENTIAL

Продолжение

Наименование	Шифр изделия	Количество на самолет
Курсовая система, в нее входит	КС-6	Комплект
блок реле	БР-1	1
гироагрегат	ГА-1	2
датчик инерционный	ИД-2	1
механизм коррекции	КМ-4	1
пульт управления	ПУ-1	1
усилитель	У-11	1
указатель штурмана	УШ	1
указатель	УК-1	2
.	УГА-1У	1
Компас магнитный	КИ-13	1
Навигационный индикатор, в него входит:	НИ-50БМ-1	Комплект
автомат курса	АК-1	1
датчик воздушной скорости	ДВС	1
задатчик ветра	ЗВ-1	1
приемник	П-1	2
распределительная коробка	РК-2	1
счетчик	СЧ	1
Приемник полного давления	ПД-156	2
Указатель скорости	КУС-120	3
Указатель чисел М	МС-1-0,75	1
Указатель поворота	ЭУП-53	2
Часы	АЧХО	2
Часы	АВРМ	1
Электрический автопилот, в него входит:	АП-6Е	Комплект
блок управления	БУ-2А	1
блок темпифирующих гироскопов	БДГ-104	1
гироскоп с компас	ГИС-52А-1	1
корректор высоты	КВ-11	1
пульт управления	ПУ-52	1
пульт управления	ПУ-2	1
рулевая машина	РМ	1
соединительная коробка	СК-21	1
указатель гирополукомпаса	УГПК	1
указатель горизонта	УГ-1Н	1
усилитель	УУА	1
центральная гиросистема	ЦГС-4	2
Самопишущий	СП-1Б	1

Электромеханизмы и автоматы

Наименование	Шифр изделия	Количество на самолет
Автомат обогрева стекол	АОС-86М	2
Автомат времени пуска	АВП-4	1
Вентилятор с электродвигателем	ДВ-3	2
Ограничитель биметаллический	№ 753А	2
Термостат	ТРТВК-45М	2
Электромеханизм дистанционного управления	МЗК-2	17
Электромеханизм	МП-100МТ	6
.	МП3-9А	1
.	МР1-1	2

Продолжение

Наименование	Шифр изделия	Количество на самолет
Электромагнит	ЭМП-04	1
Электромеханизм	МП-20	1
Электроаппаратура и электроприборы общего назначения		
Автоматическая панель запуска	АПЗ	1
Амперметр	А-1	
.	А-2	4
.	АФ-[illegible]	3
Аккумулятор	12СА[illegible]	[illegible]
Автотрансформатор	АТ-[illegible]1	1
Автотрансформатор	АТ-[illegible]5	1
Вольтметр	В-1	
.	ВП-[illegible]	
.	ВФ-[illegible]	
Дифференциальное минимальное реле	ДМР-[illegible]1	1
Коробка переключения	КПР[illegible]	1
Коробка программного механизма	ПМК-[illegible]	1
То же	ПМК-[illegible]	1
Коробка	КПП-[illegible]	1
.	КТ-[illegible]	1
Контактор	ТКС-[illegible]А	1
.	ТКГ-[illegible]1	1
Кнопка управления	КУ-[illegible]	1
Панель пуска стартовых генераторов	ПКГ-[illegible]	1
Преобразователь	ПО-[illegible] (2 агрегата)	2
.	ПТ-[illegible]-01	1
Регулятор напряжения	РН-[illegible]	1
То же	РН-[illegible]	1
Реле	РН-[illegible]	
Трансформатор	[illegible]	1
Шкаф тяговых электродвигателей	[illegible]	1
Электромагнитное реле	РП-[illegible]	2
Светотехническая и сигнальная аппаратура		
Лампа фары РФС-200	[illegible]	1
Фара	[illegible]	1
Электромеханизм фары [illegible] ФРС-200	[illegible]	1
Электрофицированная [illegible] на стойках шасси	[illegible]	1
Радиосвязное оборудование и аппаратура		
Блок питания радиопередатчика РСБ	[illegible]	1
Коммутирующее устройство	[illegible]	
Радиостанция связная	РСБ-[illegible]	1
Радиоприемник РСБ-[illegible]	РСБ-[illegible]	1
Радиоумформер РСБ-5	РУ-[illegible]-1	1
Радиостанция командно-связная	[illegible]	1
Радиоприемник РСБ-[illegible]	[illegible]	1

[illegible] радиостанции [illegible] станции "Гелиос"

* Радиостанция РСБ [illegible] самолетах

CONFIDENTIAL

Продолжение

Наименование	Шифр изделия	Количество на самолет
Радиостанция командная	РСИУ-4П	2 комплекта*
Средневолновый блок РСБ-5	СВБ-5	1
Средневолновый блок 1-РСБ-70	БСВ-70	1
Самолетное переговорное устройство	СПУ-6	Комплект
Умформер 1-РСБ-70	У-600	1
Радионавигационное оборудование		
Автоматический радиокомпас с двумя указателями БСУП-2	АРК-5	2 комплекта
Агрегат дистанционного управления АРК-5	ЭДУ	2

* Второй комплект радиостанции РСИУ-4П устанавливается только на части самолетов. В дальнейшем предполагается замена станции РСИУ-4П станциями РСИУ-5.

Продолжение

Наименование	Шифр изделия	Количество на самолет
Маркерный приемник	МРП-56П	
Радиовысотомер, в него входит:	РВ-2	Комплект
показывающий прибор высотомера	ПРВ-46	
радиоумформер	РУ-11А	
сигнализатор высоты	С-2В	
Радиолокационное оборудование		
Гиссадный приемник с умформером У-18-1	ГРП-2	
Датчик высоты	ДВ-18	
Курсовой приемник с умформером У-18-1	КРП-4	
Посадочный локатор	РПСН-2П	Комплект
Указатель слепой посадки	ПСП-48	

Примечание. Помимо оборудования, приведенного в настоящем перечне, на самолете устанавливается и серийная аппаратура массового применения, не имеющая индивидуальных паспортов.

25X1

CONFIDENTIAL

ОГЛАВЛЕНИЕ

Стр.

Издательский редактор *Н. А. Петрова* Техн. ред. [illegible]

Т-07763 Подписано к печати 8/VII 1960 г. Уч. [illegible]

Формат бумаги 60×92 1/8. 5,63 бум. л.—11,25 печ. л., в т. ч. 5 вкл. [illegible]

Бесплатно

Типография Обороногиза

CONFIDENTIAL

ЛАВЛЕНИЕ

Техн. ред. Н. П. Рожин

Замеченные опечатки

Стр.	Строка	Напечатано	Должно быть
[illegible]	Пояснения к ф. [illegible]	[illegible] $G_{\text{[illegible]}}$	[illegible] $G_{\text{[illegible]}}$
[illegible]	[illegible]	[illegible]	[illegible]
[illegible]	Пояснения к ф. [illegible]	$n^{\text{э}}_{\text{[illegible]}}$ — максимальная перегрузка на крыло; $(nG)^{\text{э}}_{\text{[illegible]}}$ — эксплуатационные [illegible]	$n^{\text{э}}_{\text{[illegible]}}$ — эксплуатационная [illegible] перегрузка; $(nG)^{\text{э}}_{\text{[illegible]}}$ — максимальная [illegible] нагрузка на крыло

Зак. [illegible]

Approved For Release 2008/03/05 : CIA-RDP78-03066R000300120001-4